



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

**PŘESTAVBA LETOUNU VUT 051 RAY NA
DVOUMOTOROVOU VARIANTU**

REBUILDING OF VUT 051 RAY INTO TWIN-ENGINE CONCEPTION

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Jan Jílek

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc.

BRNO 2017

Zadání diplomové práce

Ústav: Letecký ústav
Student: Bc. Jan Jílek
Studijní program: Strojní inženýrství
Studijní obor: Stavba letadel
Vedoucí práce: prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc.
Akademický rok: 2017/18

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č. 111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

Přestavba letounu VUT 051 RAY na dvoumotorovou variantu

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Současný letoun VUT 051 RAY má elektrickou pohonnou jednotku umístěnou v zadní části trupu v tlačném uspořádání, což se ukázalo pro daný účel značně aerodynamicky nevýhodné. Jedním z možných řešení je nahradit stávající pohonnou jednotku dvěma motory umístěnými na levém a pravém křídle v prstencích s využitím původních závěsu pro uchycení TJ 100 u letounu VUT 001 MARABU. Uspořádání baterií, elektrickou soustavu a ovládací prvků zachovat beze změny vzhledem k VUT 051 RAY, včetně soustavy nabíjení, regulace a uspořádání kabiny.

Cíle diplomové práce:

1. Hmotový rozbor a centráže,
2. návrh nové pohonné jednotky, výběr elektromotoru, volba vrtule,
3. návrh prstence pro danou pohonnou jednotku,
4. navrhnout uchycení pohonné jednotky na křídle a trup,
5. konstrukční a tvarové úpravy zadní části trupu v místě původní pohonné jednotky,
6. výpočet výkonů a posouzení říditelnosti a stability,
7. posouzení nákladů na přestavbu,
8. podle možnosti vyrobit model letounu pomocí 3D tisku.

Seznam doporučené literatury:

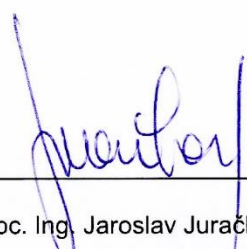
Konstrukční a výpočtová dokumentace letounu VUT 051 RAY.

Konstrukční a výpočtová dokumentace letounu VUT 001 MARABU.

NIU, M. C. Y: Airframe Structural design, Conmilit LTD, 1991.

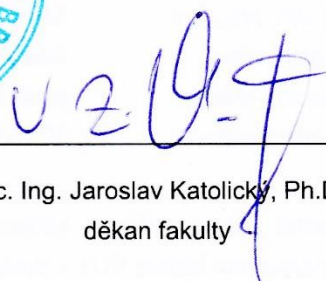
Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2017/18.

V Brně, dne 14. 11. 2017



doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu





doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

ABSTRAKT

Diplomová práce se zabývá návrhem přestavby jednomotorového letounu VUT 051 RAY s elektrickou pohonnou jednotkou na dvoumotorovou verzi letounu s názvem VUT 051 RAY-DUO. V práci byl ověřen rozsah centrází VUT 051 RAY-DUO, dále navržena pohonná jednotka s vrtulí v prstenci, stanoveny výkony letounu a ověřena říditelnost v režimu selhání jednoho z motorů. Návrh nové pohonné jednotky byl ověřen pevnostní kontrolou závěsů prstence a následně byl sestaven rozpočet na přestavbu.

KLÍČOVÁ SLOVA

VUT 051 RAY-DUO, dvoumotorový letoun, vrtule v prstenci, elektrická pohonná jednotka, ovladatelnost

ABSTRACT

The master's thesis is dealt with the design of rebuilding of VUT 051 RAY which is equipped electric powerplant to twin-engine conception named VUT 051 RAY-DUO. In the thesis was verified the range of centre of gravity position of VUT 051 RAY-DUO then powerplant in ducted fan configuration was designed, performances of the airplane were appointed and controllability during fail one of the engines was analysed. The design of new powerplant was verified by strength analysis and then costing calculation was established.

KEY WORDS

VUT 051 RAY-DUO, twin-engine aircraft, ducted fan, electric powerplant, controllability

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

JÍLEK, J. *Přestavba letounu VUT 051 RAY na dvoumotorovou variantu*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2018. 101 s. Vedoucí diplomové práce prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc..

PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem diplomovou práci vypracoval samostatně s využitím odborné literatury, která je v práci citována a uvedena v seznamu použitých zdrojů.

V Brně 25.5. 2018

.....
Jan Jílek

PODĚKOVÁNÍ

Mé poděkování patří panu prof. Ing. Antonínu Pišřkovi, CSc. za odborné vedení práce a cenné rady, které mi umožnily vypracovat tuto práci.

OBSAH

1	ÚVOD	10
2	PŘEHLED LETOUNŮ S ELEKTRICKOU POHONNOU JEDNOTKOU	13
2.1	JEDNOMOTOROVÉ LETOUNY	13
2.2	DVOUMOTOROVÉ LETOUNY	14
2.3	POROVNÁNÍ PARAMETRŮ	16
3	POHONNÁ JEDNOTKA	17
3.1	ELEKTROMOTOR.....	18
3.2	VRTULE	19
3.3	PRSTENEC	20
3.4	ÚČINNOST VRTULE V PRSTENCI	25
4	LETOVÉ VÝKONY.....	32
4.1	VVSTUPNÍ HODNOTY PRO LETOVÉ VÝKONY	32
4.2	VÝPOČET LETOVÝCH VÝKONŮ	33
4.3	VÝSLEDNÉ HODNOTY LETOVÝCH VÝKONŮ	36
5	HMOTOVÝ ROZBOR A CENTRÁŽE	42
5.1	VSTUPNÍ HODNOTY PRO HR A VÝPOČET CENTRÁŽÍ	43
5.2	VÝPOČET CENTRÁŽÍ LETOUNU	45
5.3	VÝSLEDNÉ HODNOTY CENTRÁŽÍ LETOUNU.....	46
6	POSOUZENÍ ŘIDITELNOSTI.....	48
6.1	VSTUPNÍ HODNOTY PRO VÝPOČET ŘIDITELNOSTI	49
6.2	VÝPOČET ŘIDITELNOSTI	50
6.3	VÝSLEDNÉ HODNOTY ŘIDITELNOSTI.....	55
7	UCHYCENÍ POHONNÉ JEDNOTKY	57
7.1	ZATÍŽENÍ OD MOTORU	57
7.1.1	VSTUPNÍ HODNOTY PRO ZATÍŽENÍ OD MOTORU	58
7.1.2	VÝPOČET ZATÍŽENÍ OD MOTORU	60
7.1.3	VÝSLEDNÉ HODNOTY PRO ZATÍŽENÍ OD MOTORU	62
7.2	STANOVENÍ REAKČNÍCH SIL V ZÁVĚSECH PRSTENCE	63
7.2.1	VSTUPNÍ HODNOTY PRO URČENÍ REAKČNÍCH SIL	64
7.2.2	VÝPOČET REAKČNÍCH SIL	64
7.2.3	VÝSLEDNÉ HODNOTY REAKČNÍCH SIL.....	68
7.3	ÚNOSNOST ZÁVĚSŮ	69
7.3.1	VSTUPNÍ HODNOTY PRO URČENÍ ÚNOSNOSTI.....	70
7.3.2	VÝPOČET ÚNOSNOSTI.....	71

7.3.3	VÝSLEDNÉ HODNOTY ÚNOSNOSTI	77
8	DESIGN ZAKONČENÍ TRUPU	78
9	NÁKLADY NA PŘESTAVBU	80
10	DISKUSE	83
11	ZÁVĚR.....	84
	SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ	86
	SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ A ZKRATEK.....	88
	SEZNAM OBRÁZKŮ, TABULEK A GRAFŮ	94
	SEZNAM PŘÍLOH	98

1 ÚVOD

Provozní náklady na provoz letounů vybavených spalovacími motory jsou stále navyšovány rostoucí cenou paliv. V současné době jsou vydávána nařízení o omezení hlučnosti letounu, také je vyvíjen nátlak na zrušení používání paliv, která obsahují olovo. Jedním z možných způsobů může být vyvinutí nových bezolovnatých paliv, na které se v současné době zaměřuje hned několik společností. Nyní jsou bezolovnatá paliva v procesu schvalování. Důsledek pro starší generaci letounů bude značný až tragický z důvodu přestavby či inovace spalovacího motoru. Hluková omezení jsou řešena především tlumícími prvky obsaženými ve výfukovém systému spalovací pohonné jednotky.

Se stále zvyšující se kapacitou baterií začíná na trhu přibývat letounů vybavených elektrickou pohonnou jednotkou, a to zejména v oblasti do 600 kg maximální vzletové hmotnosti. To je zapříčiněno z větší části zejména legislativní částí vývoje letounu, kde pro výše zmíněnou kategorii jsou předpisy vstřícnější. I přesto lze však zaznamenat spolupráci společnosti Siemens s různými leteckými společnostmi, kde jsou vyvíjeny 4 místné i akrobatické letouny. Dalším příkladem, že elektrické či hybridní pohony jsou krokem do budoucna je i společnost Airbus, která stojí za vývojem demonstrátoru s označením E-FAN.

Cílem této diplomové práce je vylepšení stávajícího letounu VUT 051 RAY, uvedeného na obrázku 1.1, z jednomotorové varianty na variantu dvumotorovou, která bude v práci označována názvem VUT 051 RAY-DUO viz obrázek 1.2. Přestavba by měla zlepšit aerodynamickou čistotu letounu, a to zejména v oblasti motorového prostoru.

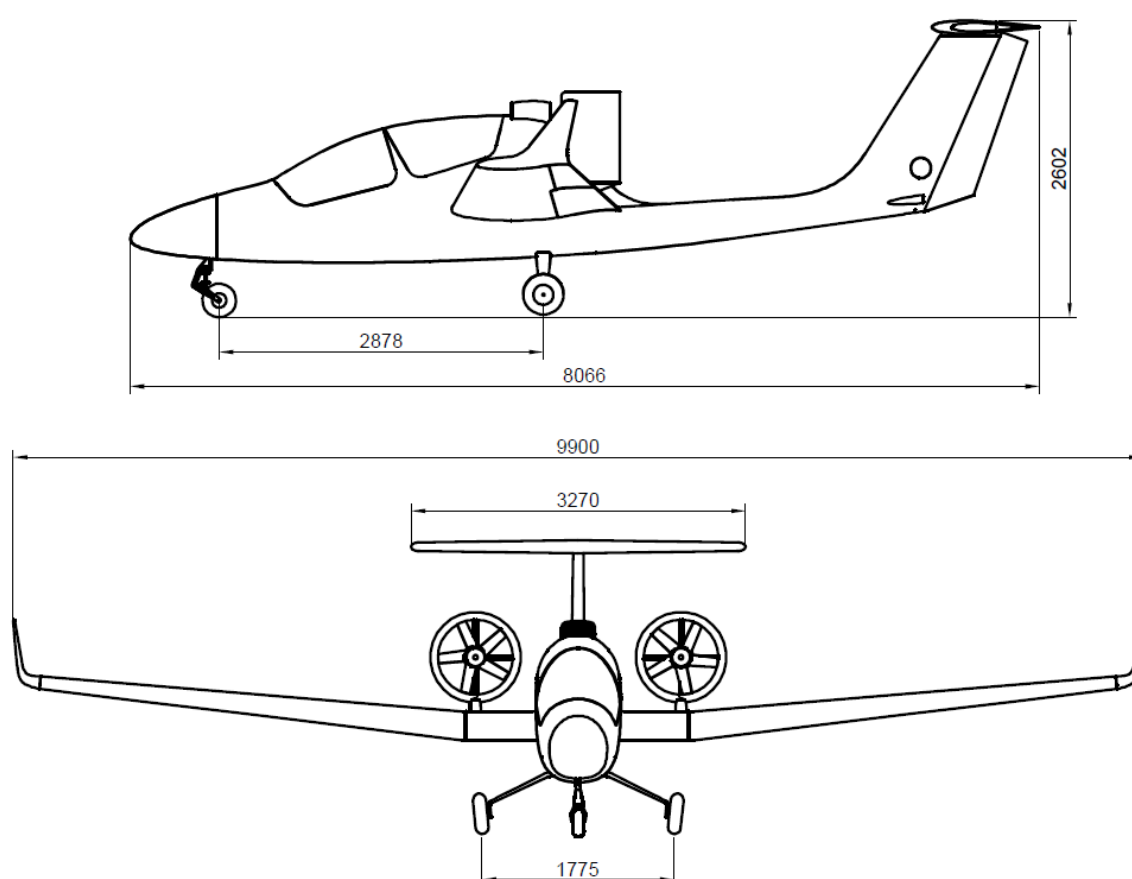
V práci byly popsány jednotlivé úseky důležité pro přestavbu letounu, kde se první část zabývá statistickým přehledem letounů s elektrickou pohonnou jednotkou. Dále je popsán výběr pohonné jednotky a určení letových výkonů, kterých by měl VUT 051 RAY-DUO dosahovat. Byl proveden hmotový rozbor, v kterém byl zkoumán rozsah poloh těžiště. Následující kapitoly popisují ovladatelnost letounu při selhání jednoho z motorů, návrh a výpočet závěsů prstence, návrh nového zadního krytu a posouzení nákladů na přestavbu.



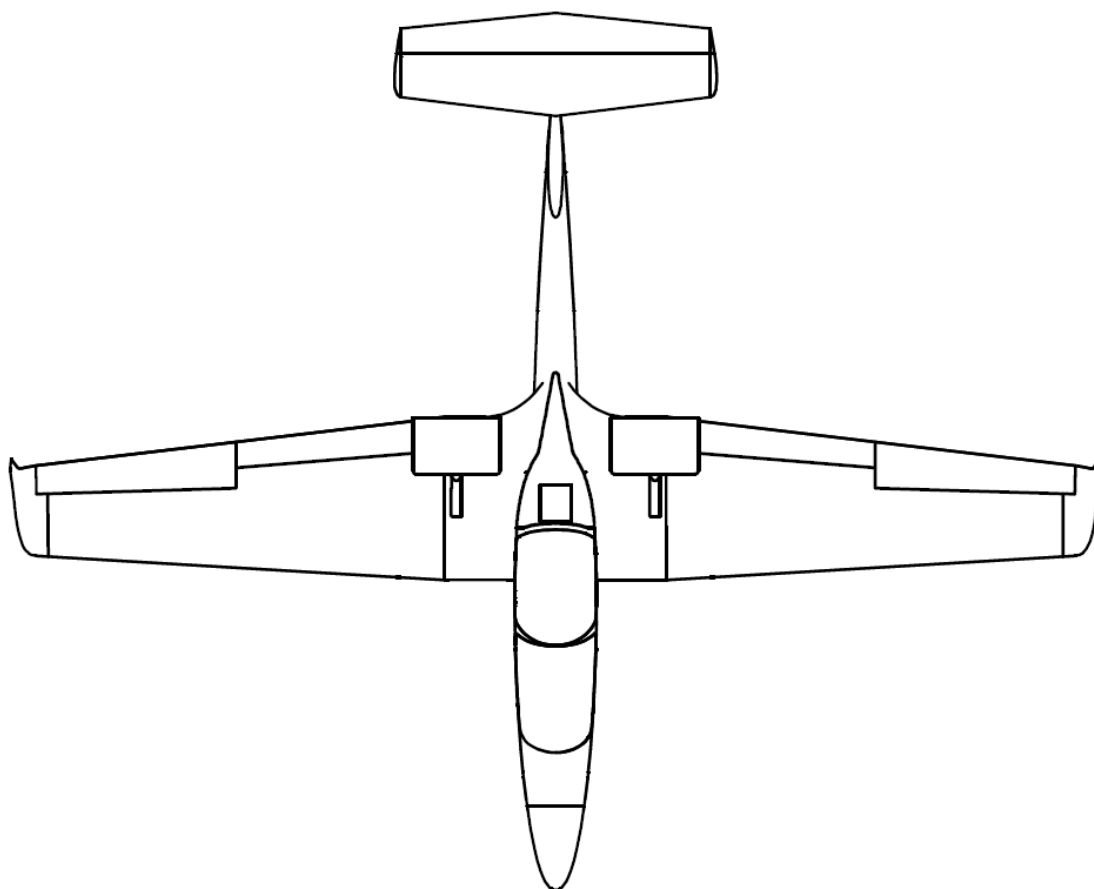
Obrázek 1.1 VUT 051 RAY [25]



Obrázek 1.2 VUT 051 RAY-DUO



Obrázek 1.3 Muška VUT 051 RAY-DUO [22]



Obrázek 1.4 Pohled shora VUT 051 RAY-DUO

2 PŘEHLED LETOUNŮ S ELEKTRICKOU POHONNOU JEDNOTKOU

Všeobecně platí nepsané pravidlo, pokud je navrhován či vylepšován produkt, pak bývá dobré vycházet z chyb, nebo úspěchů ostatních porovnatelných funkčních i nefunkčních produktů. Diplomová práce se v této kapitole zabývá přehledem především funkčních elektrických letounů, a to jak jednomotorových, tak dvoumotorových.

Následující podkapitoly obsahují stručný popis vybraného letounu a jeho parametry. Dále byl uveden důvod, proč byl daný letoun zvolen jako důležitý pro tuto práci.

2.1 JEDNOMOTOROVÉ LETOUNY

Song electric

Jednomístný dvoutrupý ultralehký letoun s pohonnou jednotkou v tlačném uspořádání zobrazen na obrázku 2.1. Pohonná jednotka je řešená pomocí vrtule a elektromotoru. Zdroj energie elektromotoru jsou pouze baterie.

Koncepce letounu se blíží původní koncepci letounu VUT 051 RAY.

Tabulka 2.1 Parametry Song electric [9]

Výkon	m_{TOW}	Plocha křídla	Plošné zatížení	Výkon/ m_{TOW}
kW	kg	m^2	kg/m^2	kW/kg
15	238	10,5	22,67	0,06



Obrázek 2.1 Song electric [20]

Electra Flyer-C

Jednomístný letoun s pohonnou jednotkou v tažné uspořádání zobrazen na obrázku 2.2. Pohonná jednotka je řešená pomocí vrtule a elektromotoru. Zdroj energie elektromotoru jsou pouze baterie.

Letoun je poháněn elektromotorem a jeho parametry jsou vhodné pro statistickou analýzu v porovnání s letounem Song electric.

Tabulka 2.2 Parametry Electra Flyer-C [11]

Výkon	m_{TOW}	Plocha křídla	Plošné zatížení	Výkon/ m_{TOW}
<i>kW</i>	<i>kg</i>	<i>m²</i>	<i>kg/ m²</i>	<i>kW/ kg</i>
13	238	14,6	16,3	0,05



Obrázek 2.2 Electra Flyer-C [8]

2.2 DVOUMOTOROVÉ LETOUNY

EuroSport Crossover

Dvoulístný letoun s pohonnou jednotkou v tlačném uspořádání zobrazen na obrázku 2.3. Pohonná jednotka je řešená pomocí dvou vrtulí a dvou elektrických motorů. Zdroj energie elektromotoru jsou pouze baterie.

Letoun je poháněn pomocí dvou pohonných jednotek v tlačném uspořádání. Z toho důvodu se přibližuje navrhované verzi letounu, která je obsahem diplomové práce.

Tabulka 2.3 Parametry EuroSport Crossover [6]

Výkon	m_{TOW}	Plocha křídla	Plošné zatížení	Výkon/ m_{TOW}
<i>kW</i>	<i>kg</i>	<i>m²</i>	<i>kg/ m²</i>	<i>kW/ kg</i>
2x40	600	8,6	69,77	0,13



Obrázek 2.3 EuroSport Crossover [10]

E-FAN

Dvoumístný letoun s pohonnou jednotkou v tlačném uspořádání zobrazen na obrázku 2.4. Pohonná jednotka je řešená pomocí dvou dmychadel. Zdroj energie elektromotoru jsou pouze baterie.

Letoun E-FAN se svou koncepcí nejvíce blíží představovanému letounu v této práci.

Tabulka 2.4 Parametry E-FAN [2]

Výkon	m_{TOW}	Plocha křídla	Plošné zatížení	Výkon/ m_{TOW}
kW	kg	m^2	kg/m^2	kW/kg
2x30	600	7,74	77,52	0,1

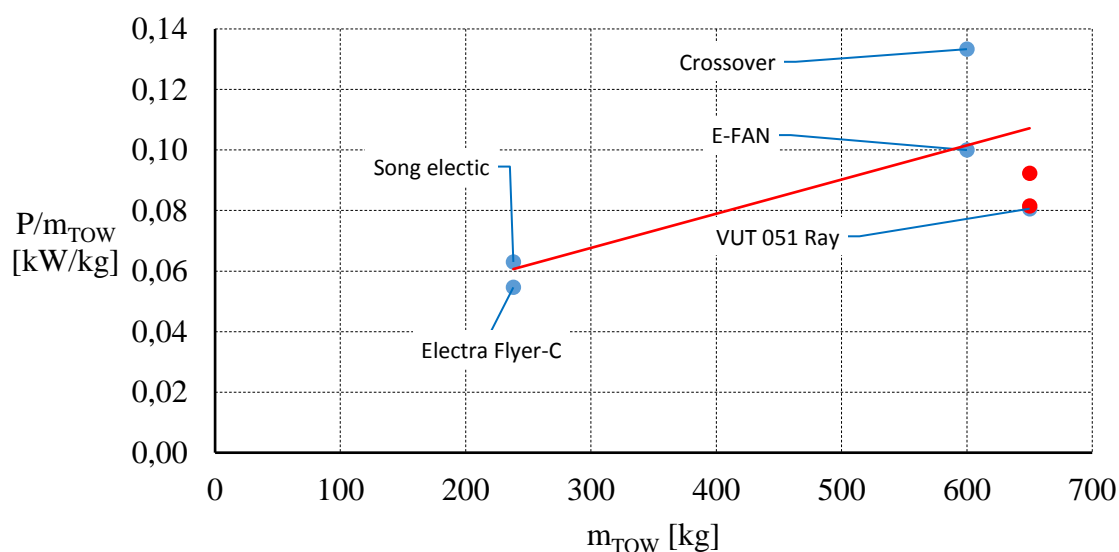


Obrázek 2.4 E-FAN [7]

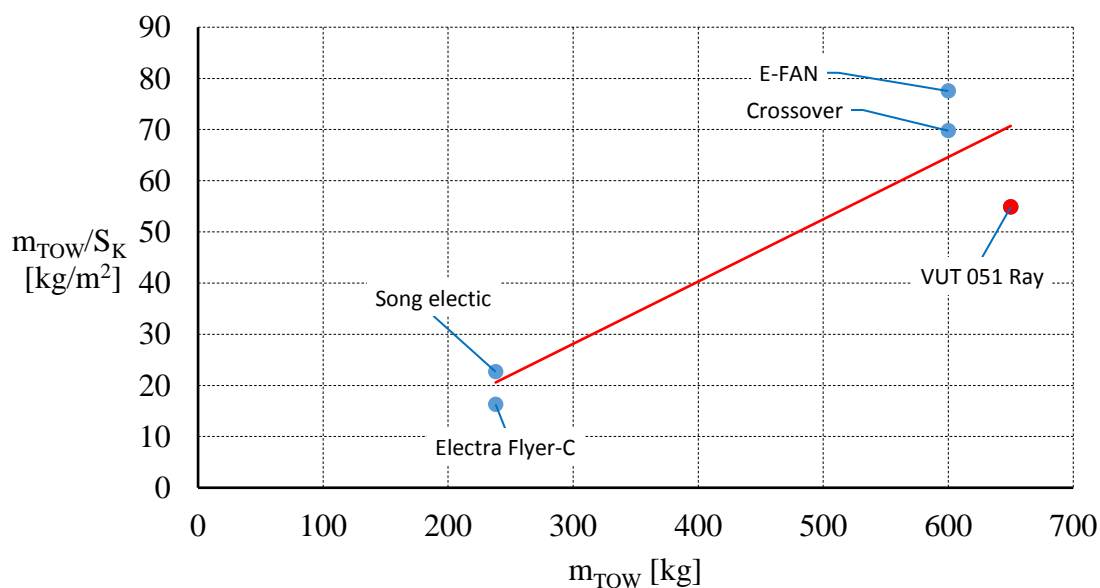
2.3 POROVNÁNÍ PARAMETRŮ

Parametry letounů byly vykresleny do grafů a proloženy lineární závislostí, která je zobrazena červeně. V grafech je vykreslen i navrhovaný letoun VUT 051 RAY-DUO, který je označen červeně. Navrhovaný letoun neovlivňuje lineární funkci.

Pomocí obou grafů bylo možné určit přibližný potřebný výkon motorů, který by měl být v součtu mezi 53 až 60 kW viz graf 2.1. Horní hranice byla stanovena letounem E-FAN, který dosahuje výkonu 60 kW, ale zároveň dosahuje nejvyššího plošného zatížení vůči ostatním porovnávaným letounům. Spodní hranice byla dána letounem VUT 051 RAY, který byl ověřen, letovými zkouškami. Červené body naznačují rozsah budoucí pozice pro VUT 051 RAY-DUO.



Graf 2.1 Výkon vztažený k vzletové hmotnosti letounu

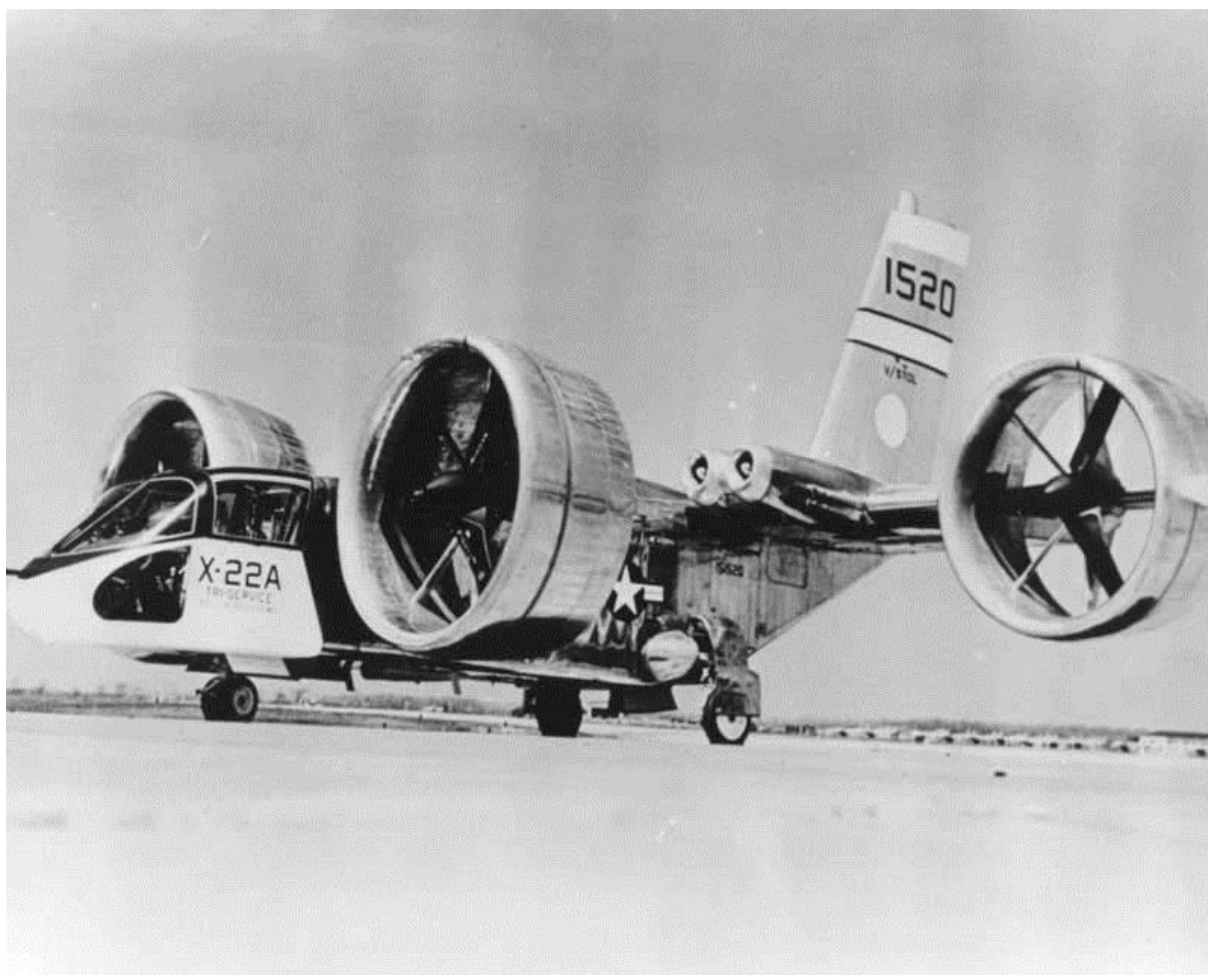


Graf 2.2 Plošné zatížení k vzletové hmotnosti letounu

3 PHONNÁ JEDNOTKA

Pohonná jednotka bude tvořena dvěma elektromotory a vrtulemi v prstenci. Prvním parametrem k stanovení potřebného výkonu motoru bylo porovnání výkonu a plošného zatížení vybraných letounů v kapitole 2. Druhým parametrem pro výběr motoru byla funkčnost motoru. V současné době stále probíhá vývoj vhodných elektromotorů a baterií pro letecký průmysl, v kterém jsou na pohonné jednotky kladeny nejvyšší nároky z pohledu spolehlivosti a funkčnosti. Motor, který bude vybrán musí být už používán v provozu pro důkaz jeho funkčnosti.

Výběr vhodné vrtule, byl ovlivněn použitím prstence, v kterém bude vrtule umístěna. Všeobecné zjednodušené pravidlo bylo ověřeno už na samotném počátku letectví, kde byly použity jak jednolisté, tak i vícelisté vrtule. Nejběžněji pak byly používány zejména dvoulisté vrtule, které dosahovali z pravidla vyšší účinnosti, ale naopak byly hlučné. Vícelisté pevné vrtule byly používány pro výkonnější motory, také ale zvýšení počtu listů přináší snížení hlučnosti.



Obrázek 3.1 Vrtule v prstenci na konvertoplánu Bell X-22 [26]

3.1 ELEKTROMOTOR

Výběr motoru je právem považován za jednu z nejdůležitější částí při návrhu letounu. Z tohoto důvodu byl při výběru motoru kladen požadavek, aby motor byl už testován v praxi a tím byla ověřena jeho funkčnost v provozu. Dále musí být zajištěna dostupnost vybraného motoru už ve fázi, kdy probíhá předběžná studie navrhovaného letounu. Pokud by tomu tak nebylo mohlo by dojít, k problémům ohledně nedostatku informací o motoru v průběhu pokročilejších fází návrhu a dále pak při samotné výrobě a montáži letounu. Pokud by byl například vybrán motor, který se v průběhu návrhu letounu začal vyvíjet může nastat situace, že se daný motor nepodaří dokončit a musel by se hledat jiný motor. V praxi to znamená velké zvýšení nákladů na dokončení letounu, protože je potřeba vymyslet, navrhnout, zkonstruovat a vyrobit novou zástavbu pro motor.

Funkčnost

Elektromotory ze série REX jsou využívány pro letouny s označením Song electric. Zkušenosti a prodej více než 10 elektrických letounů této značky prokázali funkčnost motoru a jeho vhodnost pro letoun VUT 051 RAY-DUO. Společnost, která vyvíjí motory REX, také spolupracovala se společností Airbus na vývoji letounu E-FAN.

Výkon od 53 kW do 60 kW

Série REX nabízí výkon od 8 kW do 60 kW pro jeden motor. Výkonově nejvhodnější je motor s označením REX 50, který dosahuje výkonu 28 kW. Za použití dvou motoru bude pilot mít k dispozici 56 kW.

Výkony motoru byly ověřeny výpočtem v kapitole 4.

Tabulka 3.1 Parametry REX 50 [18]

Maximální Výkon	Hmotnost	Otáčky
<i>kW</i>	<i>kg</i>	<i>min⁻¹</i>
28	7,9	2800-4500



Obrázek 3.2 Elektromotor REX 50 [17]

3.2 VRTULE

V případě použití prstence jsou na vrtuli kladeny jiné požadavky než na vrtuli bez prstence. Jedná se především o změnu počtu listů a tvaru listu. Pokud má být vrtule v prstenci efektivní je nutné použít vícelistou vrtuli a mezera mezi koncem listu vrtule a potahem prstence musí být minimální. Současná doba nabízí velký výběr z běžných vrtulí a hotových dmychadel, ale pouze v omezených rozměrech. Důležité bylo najít vrtuli, která splňuje požadavky pro vybraný motor, který je alfou a omegou každého letounu. Zvolená vrtule pro daný účel je zobrazena na obrázku 3.3. a její parametry jsou uvedeny v tabulce 3.2.

Tabulka 3.2 Parametry vrtule [13]

Průměr	Výkon	Úhel listu	Počet listů	Otáčky	Hmotnost
<i>mm</i>	<i>kW</i>	<i>°</i>	-	<i>min⁻¹</i>	<i>kg</i>
660,4	27,2	40	5	3600	4,1



Obrázek 3.3 Typ vrtule – 9 listů [13]



Obrázek 3.4 3D model vrtule – 5 listů

3.3 PRSTENEC

Návrh prstence v této práci měl za cíl určit hlavní rozměry, tvar a zvolit vhodnou technologii výroby včetně materiálu.

Základní rozměry prstence [1], [24]

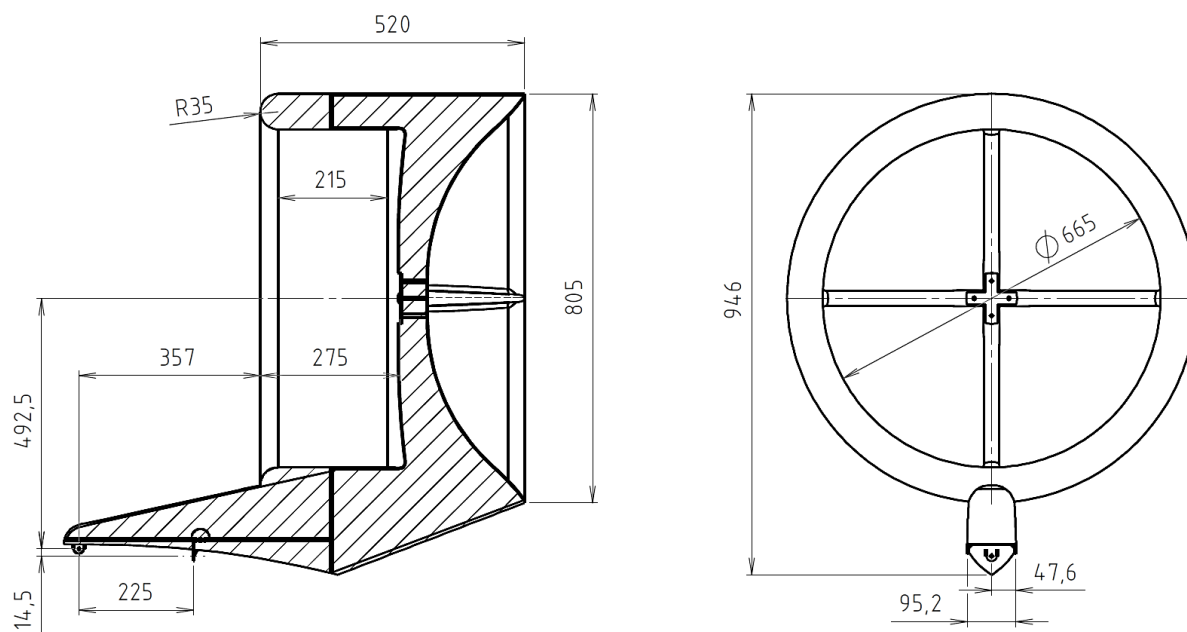
Vnitřní průměr prstence byl zvolen podle průměru vrtule, tak aby vznikla mezera přibližně 2,5 mm mezi potahem prstence a koncem listu vrtule. Velikost mezery byla volena podle materiálu, z kterého bude prstenec vyroben a jeho vlastností.

Vnější průměr prstence byl stanoven, tak aby stavební výška nosníku, který bude spojovat vnější a vnitřní potah prstence byla dostatečná z hlediska výroby a přenosu zatížení. Pokud by byla výška nosníku nižší, poté by pro přenos zatížení musel být, za předpokladu použití stejného materiálu, použit větší průřez pásnic nosníku a výroba by byla náročnější. Při zvětšení stavební výšky nosníku dochází k nárůstu plochy a zároveň se navyšuje hmotnost a odpor prstence.

Hloubka prstence byla stanovena podle poměru hloubky a průměru. Při známém průměru bylo cílem zachovat poměr 0,65 při kterém bylo dosaženo nejlepších účinností prstence.

Poloha uchycení motoru byla stanovena tak, aby vrtule byla v přední části prstence a zadní část mohla sloužit jako difuzor.

Rozteče závěsů byly převzaty z VUT 051 RAY a použity do návrhu. Převzetí stejných roztečí závěsů má za cíl ponechání původní ověřené zástavby pro motor v křídle.



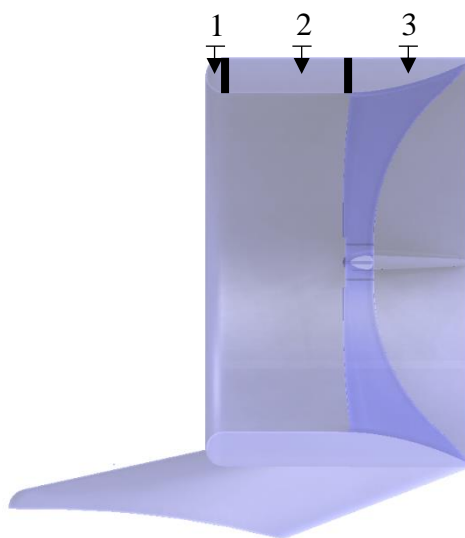
Obrázek 3.5 Základní rozměry prstence

Tvar prstence

Tvar prstence pro první fázi návrhu byl zvolen na základě databáze DATCOM [24], která popisuje jeho tři hlavní části, z kterých je složen profil prstence. Náběžná hrana profilu je tvořena symetrickým rádiusem, který je napojen tangenciálně na podélnou střední část prstence. Zadní část prstence pracuje na principu difuzoru a urychluje vzduch za vrtulí.

Tři hlavní části průřezu prstence:

1. Přední rádius
2. Střední rovná část
3. Zadní difuzor



Obrázek 3.6 Řez prstencem



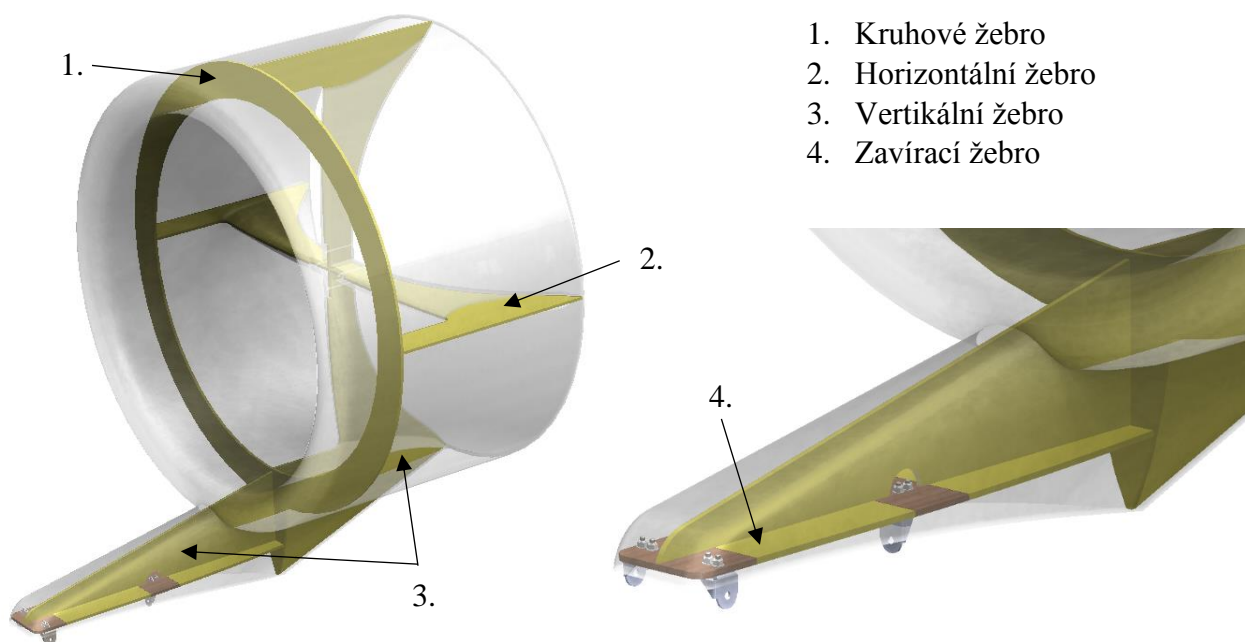
Obrázek 3.7 Prstenec

Technologie výroby a volba materiálu prstence

Prstenec má komplikovaný tvar, kterému je nutné přizpůsobit materiál a technologii výroby. Jako vhodný materiál pro toto použití, byl vybrán kompozitní materiál složený z tkaniny a epoxidové pryskyřice. Dostatečná technologie výroby je ruční laminace do negativních forem. Prstenec bude v kritických místech vyztužen žebry.

Základní pevnostní struktura prstence je tvořena potahem a žebry viz obrázek 3.8. Žebro 1 je zvoleno v místě vrtule a tvoří stojinu hlavního nosníku. Dále pak zajišťuje tvarovou stabilitu vnitřního a vnějšího potahu prstence. Žebra 2 a 3 slouží pro přenos zatížení od motoru na žebra 1 a 4. Na žebro 4 jsou umístěny závěsy pro uchycení prstence do křídla.

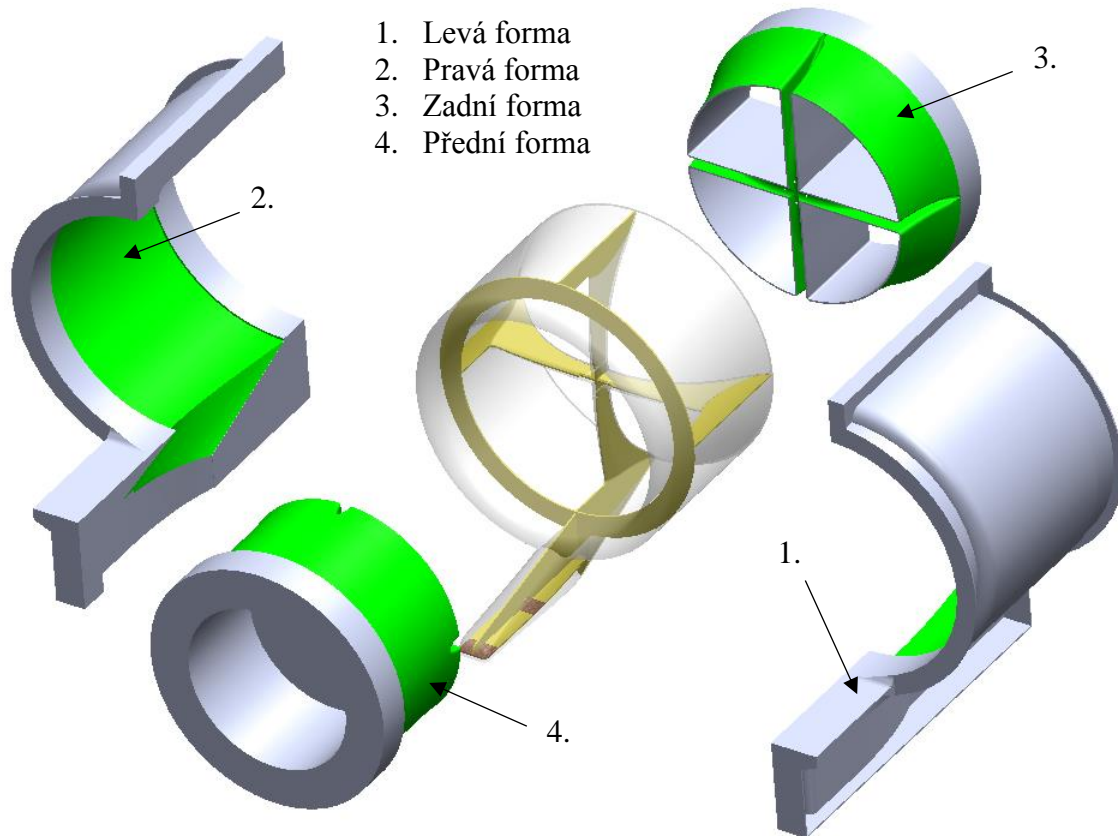
Pro potah a žebra bude použita sendvičová konstrukce, kde jádro je tvořeno pěnou, spodní a horní potah pak vrstveným laminátem. U žebra 4 v místě závěsů je předpokládáno použití letecké překližky z důvodu otlacení.



Obrázek 3.8 Pevnostní struktura prstence

Formy pro prstenec musí být tvořeny, tak aby bylo možné jednotlivé kusy prstence slepit uvnitř forem. Z důvodu velké plochy a tvarové složitosti byly zvoleny laminátové formy, které dosahují dostatečné tuhosti, ale zároveň i nižší hmotnosti například vůči formám vyrobených přímo z MDF, nebo umělého dřeva.

Formy byly rozděleny na 4 kusy dle zkosení prstence a technologických požadavků z hlediska spojování forem při závěrečném slepení. Formy jsou zobrazeny na obrázku 3.9.

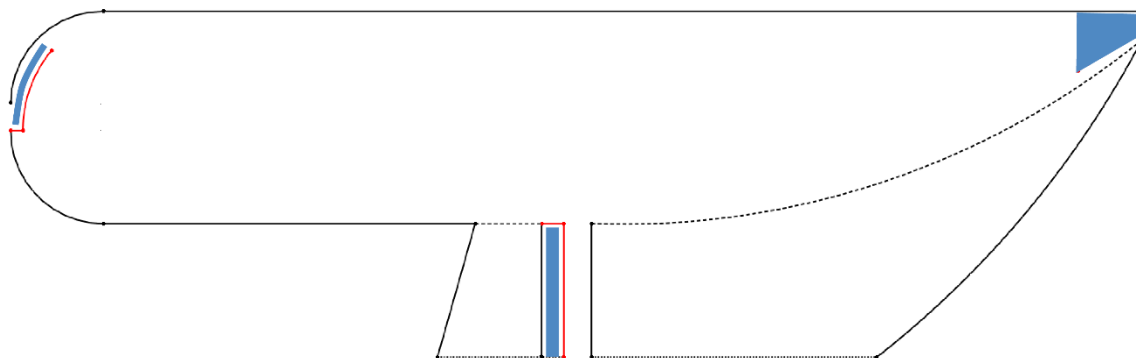


Obrázek 3.9 Formy pro výrobu prstence

Výroba prstence bude probíhat dle následujícího postupu:

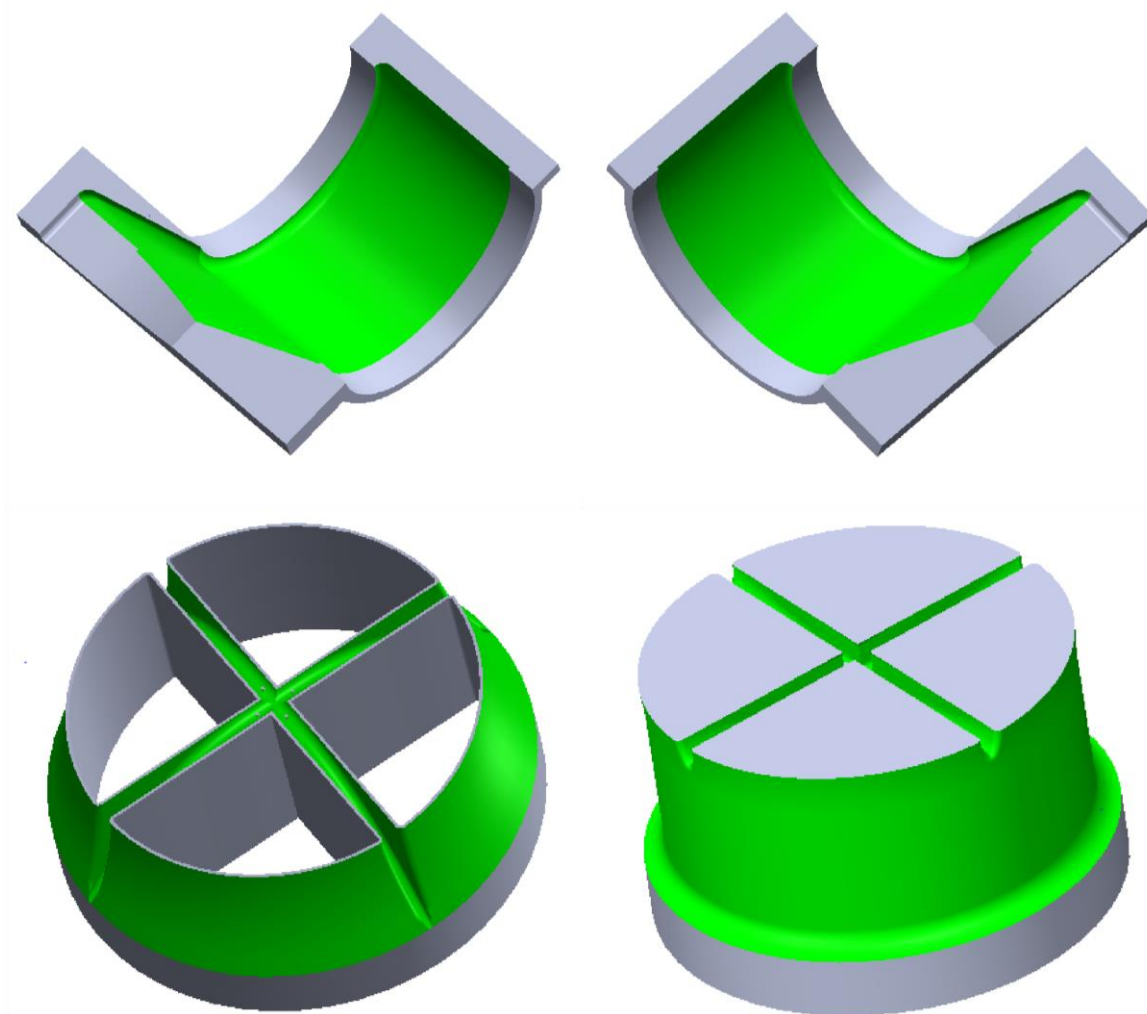
1. Příprava jader sendvičových částí
2. Příprava jednotlivých žeber
3. Separace forem
4. Nástřik forem
5. Laminace jednotlivých částí do forem
6. Vakuování
7. Očištění a příprava na slepení prstence
8. Slepení částí ve formách 1 a 2
9. Vylaminování příložky viz obr. 3.10
10. Zalepení postupně všech žeber
11. Slepení (1+2+žebra) a 3+4
12. Vytažení z formy a očištění výrobku

Na obrázku 3.10 jsou znázorněny příložky červenou barvou a spojovací materiál, který je tvořen microbalóny a epoxydovou pryskyřicí modře.



Obrázek 3.10 Příložky, boční řez prstencem

Obrázek 3.11 obsahuje rozložené formy na kterých je zeleně zvýrazněn povrch prstence pro laminaci.



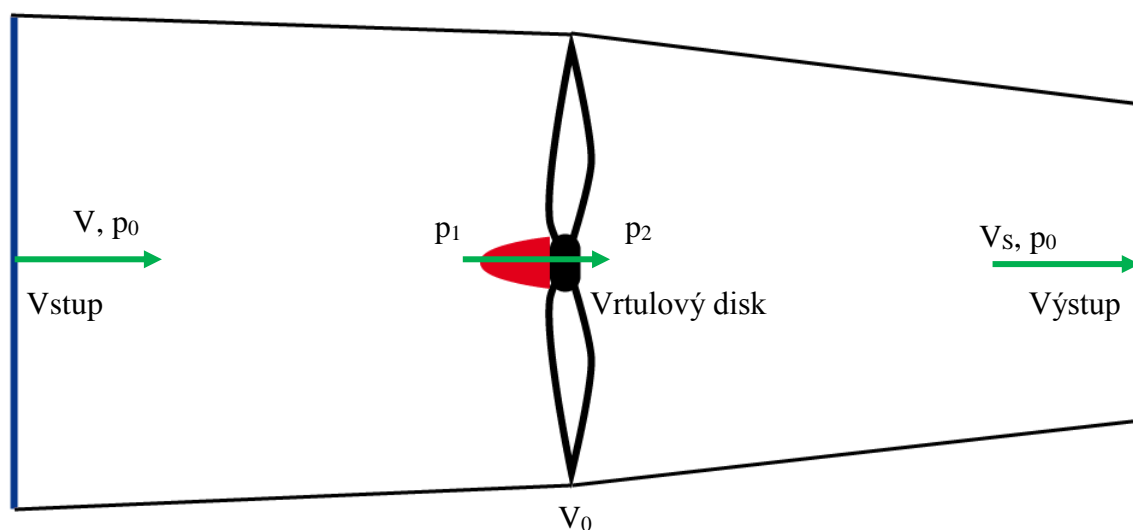
Obrázek 3.11 Formy

3.4 ÚČINNOST VRTULE V PRSTENCI

Pro účinnost vrtule v prstenci neexistuje explicitní výpočetní vztah. Proto byla nejprve vypočtena účinnost vrtule pro jednotlivé vybrané výšky. Dále byl podle naměřených dat na podobném prstenci určen přírůstek účinnosti v případě použití prstence.

Účinnost vrtule [23]

Účinnost vrtule vychází z odvození z Bernoulliho rovnice a rovnice kontinuity. Naznačení jednotlivých rychlostí a tlaků je znázorněno na obrázku 3.12.



Obrázek 3.12 Proudnice před a za vrtulí

Jestliže je řečeno že platí rovnice kontinuity, lze zapsat vztah pro tah vrtule následovně.

$$T = \rho \cdot S \cdot V_0 \cdot (V_s - V) \quad (3.1)$$

Další možností, jak vyjádřit tah vrtule je pomocí rozdílu tlaků před a za vrtulí a plochy disku vrtule.

$$T = S \cdot (p_2 - p_1) \quad (3.2)$$

Využitím Bernoulliho rovnice lze dát do rovnováhy statický a dynamický tlak vzduchu v oblasti před a za vrtulovým diskem.

$$\text{před diskem} \quad p_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 = p_1 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_0^2 \quad (3.3)$$

$$\text{za diskem} \quad p_2 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_0^2 = p_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_s^2 \quad (3.4)$$

Rozdíl tlaků v místě za a před vrtulovým diskem musí být roven rozdílu tlaků na výstupu a vstupu.

$$p_2 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_0^2 - p_1 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_0^2 = p_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_S^2 - p_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \quad (3.5)$$

$$p_2 - p_1 = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (V_S^2 - V^2) \quad (3.6)$$

Z rovnice (3.2) bylo dosazeno do rovnice (3.6).

$$T = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot (V_S^2 - V^2) \quad (3.7)$$

Následně byl dán do rovnosti odvozený vztah (3.7) se vztahem pro tah získaný z rovnice kontinuity (3.1).

$$\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot (V_S^2 - V^2) = \rho \cdot S \cdot V_0 \cdot (V_S - V) \quad (3.8)$$

$$\text{Upravený vztah} \quad \frac{1}{2} \cdot (V_S + V) = V_0 \quad (3.9)$$

Rovnice (3.9) vyjadřuje závislost rychlostí. Lze říci, že rychlost na disku je průměrná hodnota rychlostí na vstupu a výstupu. Dále lze předpokládat že rychlost na disku musí být rovna rychlosti nerozrušeného proudění před vrtulovým diskem a indukované rychlosti.

$$V_0 = V + V_i \quad (3.10)$$

Indukovaná rychlost lze dále zapsat jako rychlost složená z rychlosti nerozrušeného proudění před vrtulí a přítokového faktoru¹.

$$V_i = V \cdot a_f \quad (3.11)$$

$$\begin{array}{l} \text{Spojením} \\ (3.10) \text{ a } (3.11) \end{array} \quad V_0 = V \cdot (1 + a_f) \quad (3.12)$$

Dosazení (3.9) do (3.12).

$$\frac{1}{2} \cdot (V_S + V) = V \cdot (1 + a_f) \quad (3.13)$$

¹ Přítokový faktor je volně přeložen z anglické terminologie, kde je tento faktor označován názvem: inflow factor.

Postupnou úpravou rovnice (3.13) byla získána závislost výstupní rychlosti na vstupní rychlosti.

$$V_s = V \cdot (1 + 2 \cdot a_f) \quad (3.14)$$

Rozdíl kinetických energií mezi vstupem a výstupem je ekvivalentní výkonu.

$$P = \frac{1}{2} \cdot \dot{m} \cdot (V_s^2 - V^2) \quad (3.15)$$

Průtok lze například popsat rovnicí kontinuity v místě vrtulového disku, protože předpokladem pro odvození je, že protékané množství vzduchu od vstupu po výstup se nemění.

$$\dot{m} = \rho \cdot S \cdot V_0 \quad (3.16)$$

Z rovnice (3.12) byl dosazen odvozený vztah pro rychlost na disku do (3.16).

$$\dot{m} = \rho \cdot S \cdot V \cdot (1 + a_f) \quad (3.17)$$

Upravený vztah (3.17) lze použít do vztahu (3.15).

$$P = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V \cdot (1 + a_f) \cdot (V_s^2 - V^2) \quad (3.18)$$

Pro rychlost V_s byl odvozen vztah (3.14), který zde byl využit pro následující úpravu výpočtového vztahu pro výkon.

$$P = 2 \cdot \rho \cdot S \cdot V^3 \cdot a_f \cdot (1 + a_f)^2 \quad (3.19)$$

Tah byl určen využitím rovnice (3.1) do které bylo dosazeno za V_0 z rovnice (3.12).

$$T = \rho \cdot S \cdot V \cdot (1 + a_f) \cdot (V_s - V) \quad (3.20)$$

Do vztahu (3.20) byl dosazen vztah pro výpočet V_s (3.14).

$$T = 2 \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot a_f \cdot (1 + a_f) \quad (3.21)$$

Účinnost lze zapsat následovně.

$$\eta_v = \frac{T \cdot V}{P} \quad (3.22)$$

Do vztahu (3.22) byl dosazen odvozený vztah pro tah (3.21) a pro výkon (3.19).

$$\eta_V = \frac{2 \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot a_f \cdot (1 + a_f) \cdot V}{2 \cdot \rho \cdot S \cdot V^3 \cdot a_f \cdot (1 + a_f)^2} \quad (3.23)$$

$$\text{Upravený vztah} \quad \eta_V = \frac{1}{1 + a_f} \quad (3.24)$$

Z rovnice (3.11) lze vyjádřit přítokový faktor pro dosazení do dalšího odvození.

$$a_f = \frac{V_i}{V} \quad (3.25)$$

Dosazením rovnice (3.25) do rovnic (3.19) a (3.21) a následným upravením byly získány vztahy pro výkon a tah.

$$P = 2 \cdot \rho \cdot S \cdot V_i \cdot (V + V_i)^2 \quad (3.26)$$

$$T = 2 \cdot \rho \cdot S \cdot V_i \cdot (V + V_i) \quad (3.27)$$

Rovnici (3.27) lze vyjádřit jako kvadratickou rovnici, kde neznámá je V_i . Pro řešení kvadratické rovnice byl použit diskriminant.

$$(2 \cdot \rho \cdot S) \cdot V_i^2 + (2 \cdot \rho \cdot S \cdot V) \cdot V_i - T = 0 \quad (3.28)$$

$$V_i = \sqrt{\frac{V^2}{4} + \frac{T}{2 \cdot \rho \cdot S}} - \frac{V}{2} \quad (3.29)$$

Pro úpravu výkonu byla dosazena do rovnice (3.26) rovnice pro tah (3.27) a dále za V_i dosazena rovnice (3.29).

$$(3.27) \rightarrow (3.26) \quad P = T \cdot (V + V_i) \quad (3.30)$$

$$(3.29) \rightarrow (3.30) \quad P = T \cdot \left(\frac{V}{2} + \sqrt{\frac{V^2}{4} + \frac{T}{2 \cdot \rho \cdot S}} \right) \quad (3.31)$$

Vztah (3.31) pro získání tahu byl upraven do následující podoby. Rovnice (3.32) byla řešena nástrojem SOLVER v programu EXCEL.

$$0 = T \cdot \left(\frac{V}{2} + \sqrt{\frac{V^2}{4} + \frac{T}{2 \cdot \rho \cdot S}} \right) - P \quad (3.32)$$

Tahy z (3.32) byly stanoveny pro výšky 0 m, 1000 m, 2500 m, 5000 m, 7500 m a 9000 m při stejné rychlosti TAS 165 km/h.

Výsledná účinnost vrtule pro jednotlivé výšky a stejnou rychlost je dána odvozeným vztahem z rovnice (3.24) do, které byla dosazena rovnice (3.25) a následně bylo dosazeno za V_i (3.29).

$$(3.25) \rightarrow (3.24) \quad \eta_v = \frac{1}{1 + \frac{V_i}{V}} \quad (3.33)$$

$$(3.29) \rightarrow (3.33) \quad \eta_v = \frac{1}{\frac{1}{2} + \sqrt{\frac{1}{4} + \frac{T}{2 \cdot \rho \cdot S \cdot V^2}}} \quad (3.34)$$

Účinnosti vrtule z (3.34) byly stanoveny pro výšky 0 m, 1000 m, 2500 m, 5000 m, 7500 m, 9000 m a pro tahy pro každou výšku při stejné rychlosti TAS 165 km/h.

Tabulka 3.3 Vstupní hodnoty pro výpočet účinnosti [14]

Název	Označení	Hodnota	Jednotka
Plocha vrtulového disku	S	0,347	m^2
Výkon motoru	P	28	kW
Hustota vzduchu MSA 0 m	ρ_0	1,255	kg/m^3
Hustota vzduchu MSA 1000 m	ρ_{1000}	1,112	kg/m^3
Hustota vzduchu MSA 2500 m	ρ_{2500}	0,957	kg/m^3
Hustota vzduchu MSA 5000 m	ρ_{5000}	0,736	kg/m^3
Hustota vzduchu MSA 7500 m	ρ_{7500}	0,557	kg/m^3
Hustota vzduchu MSA 9000 m	ρ_{9000}	0,466	kg/m^3
Cestovní rychlost	V_C	165	km/h

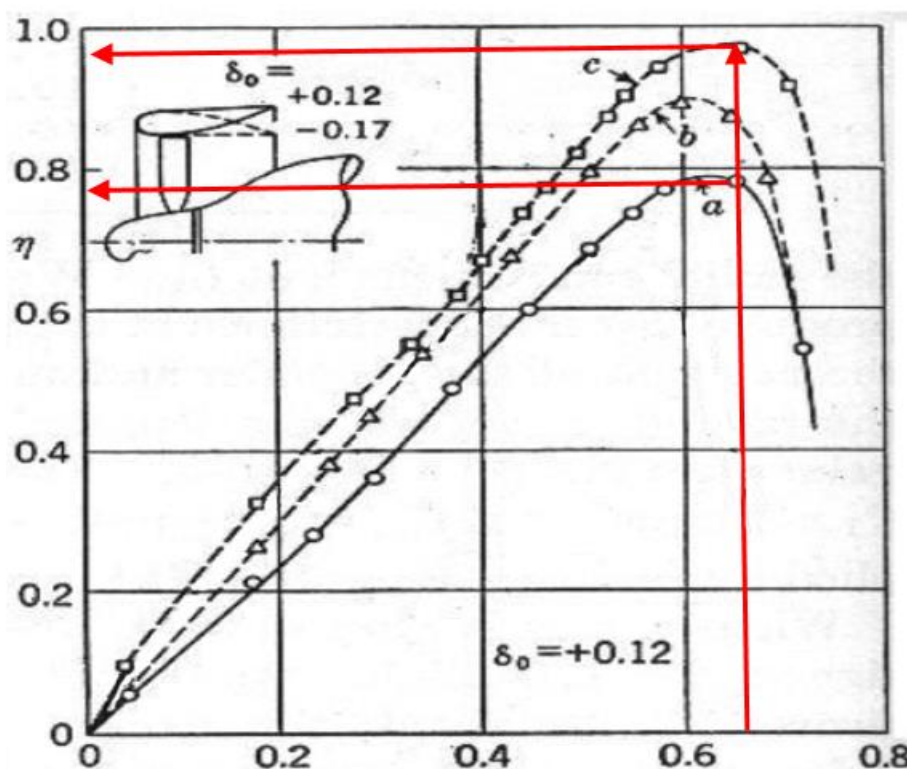
Tabulka 3.4 Výsledné hodnoty účinnosti vrtule

η_{0v}	η_{1000v}	η_{2500v}	η_{5000v}	η_{7500v}	η_{9000v}
-	-	-	-	-	-
0,82	0,80	0,79	0,76	0,72	0,70

Jednotlivé části prstence mají pozitivní vliv na účinnost vrtule. Přední část prstence má tvar rádiusu, který funguje podobně jako profil a generuje vztlak, který přidává složku tahu vrtule. Střední rovná část prstence částečně pomáhá odstranění indukovaného odporu na konci listů vrtule. To mohl být jeden z důvodů proč společnost Airbus zvolila při vývoji letounu E-FAN spojené konce listů vrtule s vnitřním potahem prstence, který rotuje společně s vrtulí. Zadní část prstence funguje jako difuzor a tím urychluje proudění za vrtulí a přidává další složku tahu vrtule.

Pro stanovení přírůstku účinnosti byl použit naměřený graf 3.1, který obsahuje křivky a, b, c pro účinnost vrtule a vrtule v prstenci s různými vlivy.

- a – účinnost vrtule bez prstence
- b – účinnost vrtule v prstenci bez vlivu sil, které generuje prstenec
- c – účinnost vrtule v prstenci včetně sil generovaných prstencem, ale bez vlivu odporu

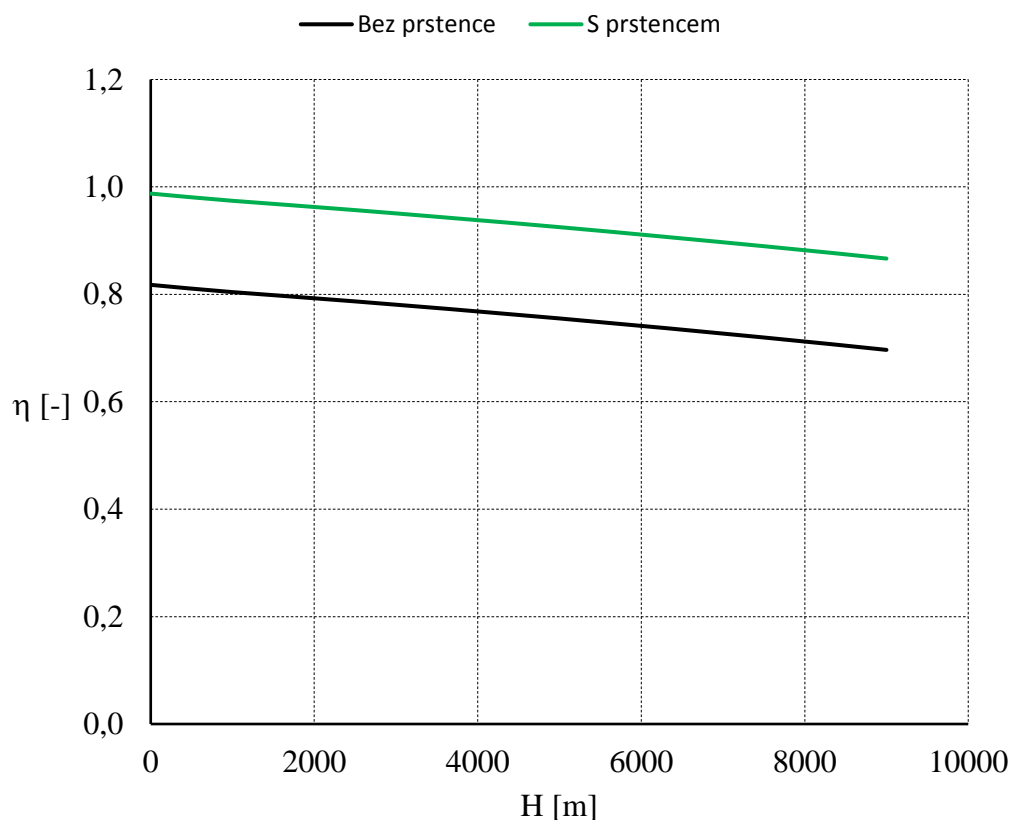


Graf 3.1 Účinnost vrtule v prstenci [1]

Pro poměr prstence 0,65 byl odečten přírůstek účinnosti při zanedbání odporu $\Delta\eta = 0,17$. Přírůstek účinnosti od prstence byl přičten k účinnostem pro jednotlivé výšky.

Tabulka 3.5 Výsledné hodnoty účinnosti vrtule v prstenci

η_0	η_{1000}	η_{2500}	η_{5000}	η_{7500}	η_{9000}
-	-	-	-	-	-
0,988	0,974	0,957	0,925	0,890	0,867



Graf 3.2 Účinnost vrtule v prstenci v závislosti na výšce (MSA)

Účinnost vrtule v prstenci byla stanovena pro rychlost TAS^2 165 km/h. Při výpočtu byl zanedbán vliv odporu prstence, který by měl být v podrobnějším rozboru, při realizaci projektu přestavby letounu, určen pomocí analýzy CFD, která by měla být následně ověřena měřeními v aerodynamickém tunelu.

² TAS – True airspeed

4 LETOVÉ VÝKONY

V této kapitole byly ověřeny výkony letounu pro jednotlivé výšky. Cílem bylo stanovení analytické poláry, účinnosti vrtule v závislosti na rychlosti, využitelného a potřebného výkonu, využitelného a potřebného tahu, maximální stoupací rychlost, optimální klouzavost, rychlostní poláru letounu, délku vzletu a délku přistání z travnaté vzletové a přistávací dráhy bez použití brzd.

4.1 VVSTUPNÍ HODNOTY PRO LETOVÉ VÝKONY

Vstupní hodnoty pro výpočet jsou uvedeny v tabulkách 3.3, 3.5 a 4.1.

Tabulka 4.1 Vstupní hodnoty pro výpočet letového výkonu [14]

Název	Označení	Hodnota	Jednotka
Štíhlost křídla	AR	8,27	-
Plocha křídla	S_K	11,85	m^2
Čelní plocha trupu	S_T	0,41	m^2
Čelní plocha prstence	S_P	0,21	m^2
Čelní plocha kola podvozku	S_{PO}	0,1	m^2
Plocha VOP	S_{VOP}	2,28	m^2
Plocha SOP	S_{SOP}	1,57	m^2
Počet prstenců	i_P	2	-
Počet kol podvozku	i_{PO}	3	-
Součinitel odporu trupu	c_{DT}	0,15	-
Součinitel odporu prstence	c_{DP}	0,25	-
Součinitel odporu VOP	c_{DVOP}	0,01	-
Součinitel odporu SOP	c_{DSOP}	0,01	-
Součinitel odporu křídla	c_{DK}	0,0075	-
Součinitel odporu podvozku	c_{DPO}	0,35	-
Přírůstek škodlivého odporu pro vzletovou konfiguraci	$c_{D0_kl_vzl}$	0,02	-
Přírůstek škodlivého odporu v přistávací konfiguraci	$c_{D0_kl_přt}$	0,07	-
Součinitel tření mezi podvozkem a VPD	f	0,05	-
Výkon jednoho motoru	P	28	kW
Pádová rychlost pro speciální konfiguraci letounu	V_{S1}	78	km/h
Návrhová cestovní rychlost	V_C	165	km/h
Tíhové zrychlení	g	9,81	m/s^2
Maximální vzletová hmotnost letounu	m_{TOW}	650	kg
Násobek	n	1	-
Osvaldův koeficient	e	0,838	-

4.2 VÝPOČET LETOVÝCH VÝKONŮ [15], [23]

Výpočtové vztahy jsou psány obecně bez ohledu na výšku. Pokud vztah obsahuje parametr, který se mění v závislosti na výšce (hustotu ρ , účinnost vrtule v prstenci η), pak byl výpočet proveden pro všechny výšky letu.

Celkový škodlivý odpor byl spočten na základě ploch jednotlivých částí vztažených k ploše křídla, dle vztahu níže.

$$c_{D0} = \frac{c_{DT} \cdot S_T}{S_K} + i_P \frac{c_{DP} \cdot S_P}{S_K} + \frac{c_{DVOP} \cdot S_{VOP}}{S_K} + \frac{c_{DSOP} \cdot S_{SOP}}{S_K} + i_{PO} \frac{c_{DPO} \cdot S_{PO}}{S_K} + c_{DK} \quad (4.1)$$

Pro předběžný výpočet byl uvažován pouze součinitel vztlaku křídla namísto součinitele vztlaku celého letounu.

$$c_{LK} = \frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot n \cdot g}{\rho \cdot S_K \cdot V^2} \quad (4.2)$$

Pro výpočet byla zkonstruovaná náhradní analytická polára dle obecně známého a používaného vztahu níže. Tato polára je platná pro letoun v cestovní konfiguraci.

$$c_D = c_{D0} + \frac{c_{LK}^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad (4.3)$$

Normalizovaný postupový poměr z uvažované rychlosti a cestovní rychlosti.

$$L = \frac{V}{V_C} \quad (4.4)$$

Normalizovaná účinnost je dána vztahem v závislosti na hodnotě L .

$$L < 1 \quad E = 1 - (1 - L)^2 \cdot (0,3669 \cdot L + 1) \quad (4.5)$$

$$L > 1 \quad E = 1 - (1 - L)^2 \cdot (88,036 \cdot (1 - L)^2 + 2,6247 \cdot (L - 1) + 1,3669) \quad (4.6)$$

Účinnost vrtule v závislosti na rychlosti lze stanovit následujícím vztahem.

$$\eta_V = \eta \cdot E \quad (4.7)$$

Využitelný výkon.

$$P_V = P \cdot \eta_V \quad (4.8)$$

Využitelný tah.

$$T_V = \frac{P_V}{V} \quad (4.9)$$

Potřebný tah.

$$T_P = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_K \cdot c_D \cdot V^2 \quad (4.10)$$

Potřebný výkon.

$$P_P = V \cdot T_P \quad (4.11)$$

Maximální stoupací rychlost je dána vztahem níže.

$$V_{Zmax} = \frac{P_V - P_P}{m_{TOW} \cdot g} \quad (4.12)$$

Závislost klouzavosti na rychlosti letu byla stanoveno pouze pro výšku 0 m MSA.

$$K = \frac{c_{LK}}{c_D} \quad (4.13)$$

Úhel klouzání.

$$\gamma = \arctg\left(\frac{1}{K}\right) \quad (4.14)$$

Rychlost klesání v závislosti na rychlosti letu.

$$V_Z = V \cdot \sin(\gamma) \quad (4.15)$$

Analytická polára letounu pro vzletovou konfiguraci ve výšce 0 m MSA.

$$c_D = c_{D0} + \frac{c_{LK}^2}{\pi \cdot AR \cdot e} + c_{D0_kl_vzl} \quad (4.16)$$

Po celou délku vzletu byl předpokládán stejný úhel náběhu, při kterém bylo dosaženo optimálního součinitele vztlaku.

$$c_{Lopt} = \frac{\pi \cdot AR \cdot e \cdot f}{2} \quad (4.17)$$

Zrychlení startujícího letounu ve fázi před odpoutáním od vzletové dráhy³. Zrychlení bylo stanoveno pouze pro výšku 0 m MSA.

$$a_{xV} = g \cdot \left[\frac{T_V}{m_{TOW} \cdot n \cdot g} - f - (c_{Dopt} - f \cdot c_{Lopt}) \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2 \cdot \frac{m_{TOW} \cdot n \cdot g}{S_K}} \right] \quad (4.18)$$

³ V zahraniční literatuře je tato vzdálenost označována jako Ground roll, anebo Ground run

Rychlost odpoutání letounu od vzletové dráhy.

$$V_{LOF} = 1,1 \cdot V_{S1} \quad (4.19)$$

Délka dráhy l_{V1} pro první úsek byla stanovena integrací zrychlení od rychlosti 0 m/s do rychlosti V_{LOF} . Pro integraci byla zvolena obdélníková metoda v programu EXCEL.

Během stoupání by letoun měl zrychlit na rychlost.

$$V_2 = 1,2 \cdot V_{S1} \quad (4.20)$$

Vzdálenost pro přestoupání překážky o výšce 15 m je dána vztahem níže.

$$l_{V2} = \frac{m_{TOW} \cdot n \cdot g}{(T_V - T_P)_{stř}} \cdot \left(\frac{V_2^2 - V_{LOF}^2}{2 \cdot g} + H \right) \quad (4.21)$$

Celková vzdálenost vzletu přes překážku o výšce 15 m.

$$l_V = l_{V1} + l_{V2} \quad (4.22)$$

Analytická polára letounu v konfiguraci pro přistání ve výšce 0 m MSA.

$$c_D = c_{D0} + \frac{c_{LK}^2}{\pi \cdot AR \cdot e} + c_{D0_kl_přt} \quad (4.23)$$

Vzdálenost pro přistání přes překážku o výšce 15 m.

$$l_{P2} = \frac{m_{TOW} \cdot n \cdot g}{T_{P_stř}} \cdot \left(\frac{V_2^2 - V_{LOF}^2}{2 \cdot g} + H \right) \quad (4.24)$$

Zpomalení přistávajícího letounu ve fázi po kontaktu s přistávací dráhou. Zpomalení bylo stanoveno pouze pro výšku 0 m MSA.

$$a_{xP} = g \cdot \left[-f - (c_{Dopt} - f \cdot c_{Lopt}) \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2 \cdot \frac{m_{TOW} \cdot n \cdot g}{S_K}} \right] \quad (4.25)$$

Délka dráhy l_{P1} pro úsek dojezdu byla stanovena integrací zpomalení od rychlosti V_{LOF} do rychlosti 0 m/s. Pro integraci byla zvolena obdélníková metoda v programu EXCEL.

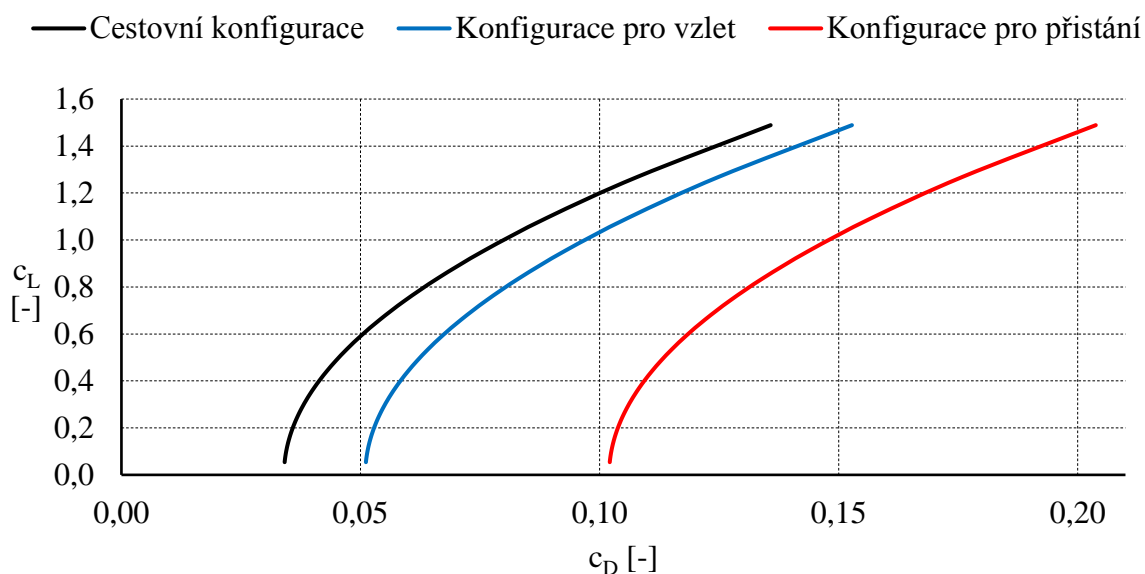
Celková vzdálenost přistání přes překážku o výšce 15 m.

$$l_P = l_{P1} + l_{P2} \quad (4.26)$$

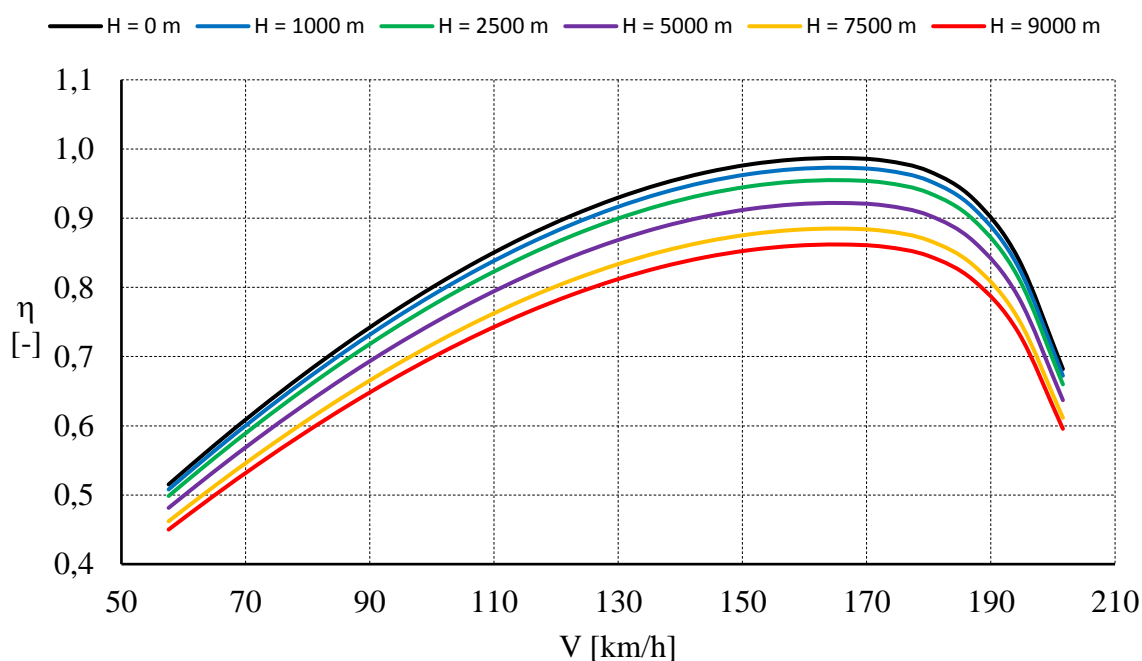
4.3 VÝSLEDNÉ HODNOTY LETOVÝCH VÝKONŮ

Vypočtené hodnoty byly pro lepší znázornění vykresleny do grafů. V kapitole 2.3 byl na základě statistiky stanoven rozsah potřebného výkonu v rozmezí 53 až 60 kW. Rozsah výkonů byl v kapitole 3.1 zúžen na hodnotu 56 kW, kterou je schopen zajistit motor REX 50. V kapitole 4 byl výkon motorů ověřen výpočtem.

Graf 4.1 zobrazuje analytické poláry letounu pro jednotlivé konfigurace. Polára pro cestovní konfiguraci byla využita při výpočtu všech letových výkonů mimo vzletu a přistání, pro které byly sestrojeny analytické poláry dle konfigurace pro danou část letu.

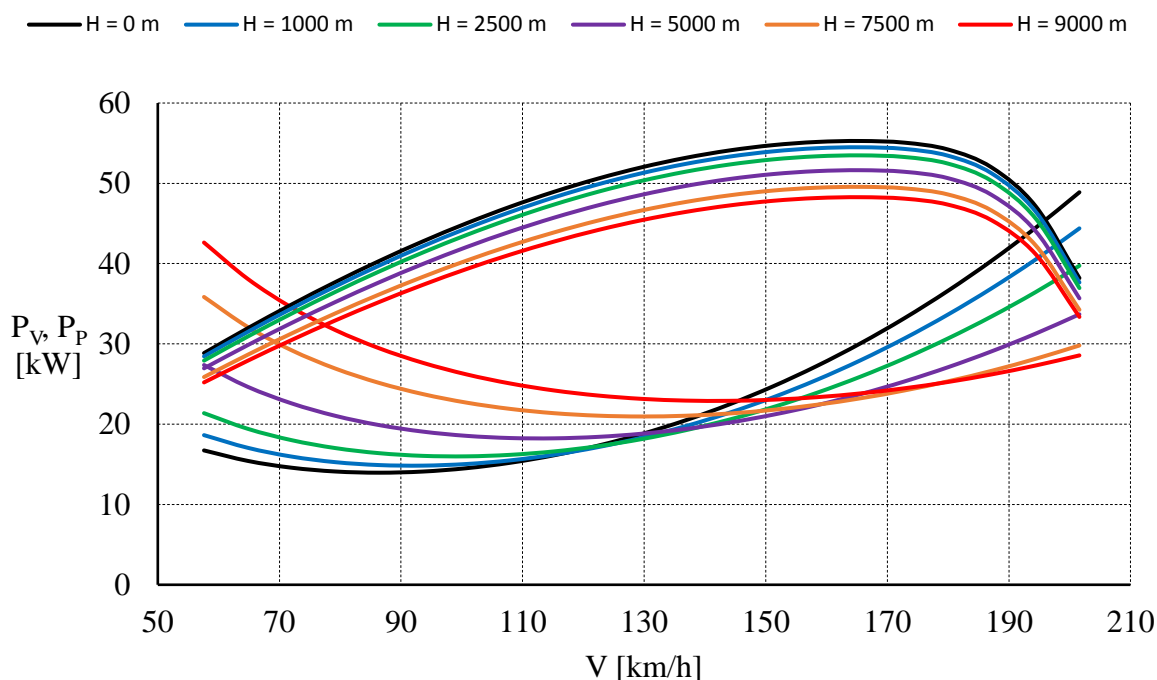


Graf 4.1 Analytické poláry pro VUT 051 RAY-DUO



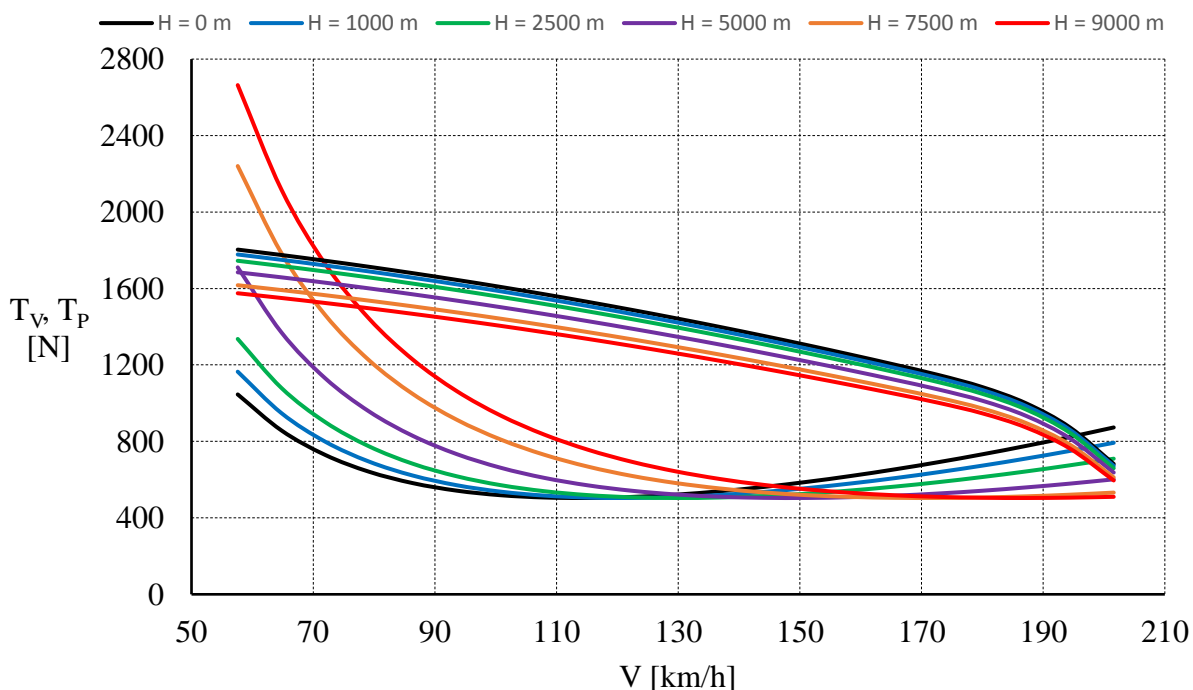
Graf 4.2 Účinnost vrtule v prstenci v závislosti na rychlosti letu

Graf 4.3 znázorňuje závislost využitelného a potřebného výkonu na rychlosti a výšce. Maximální využitelný výkon je vykreslen konkávními křivkami a potřebný výkon je vykreslen konvexními křivkami.



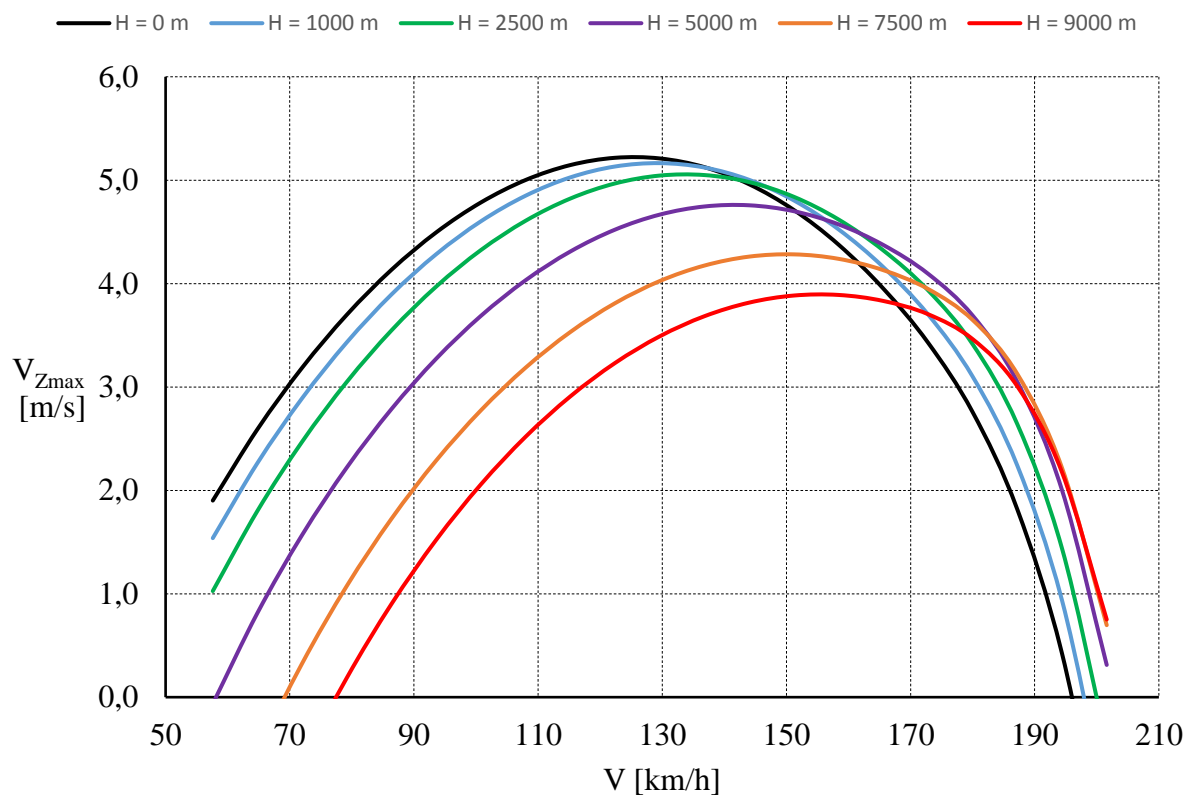
Graf 4.3 Využitelný a potřebný výkon

Graf 4.4 zobrazuje závislost využitelného a potřebného tahu na rychlosti a výšce. Maximální využitelný tah je vykreslen konkávními křivkami a potřebný tah je vykreslen konvexními křivkami.



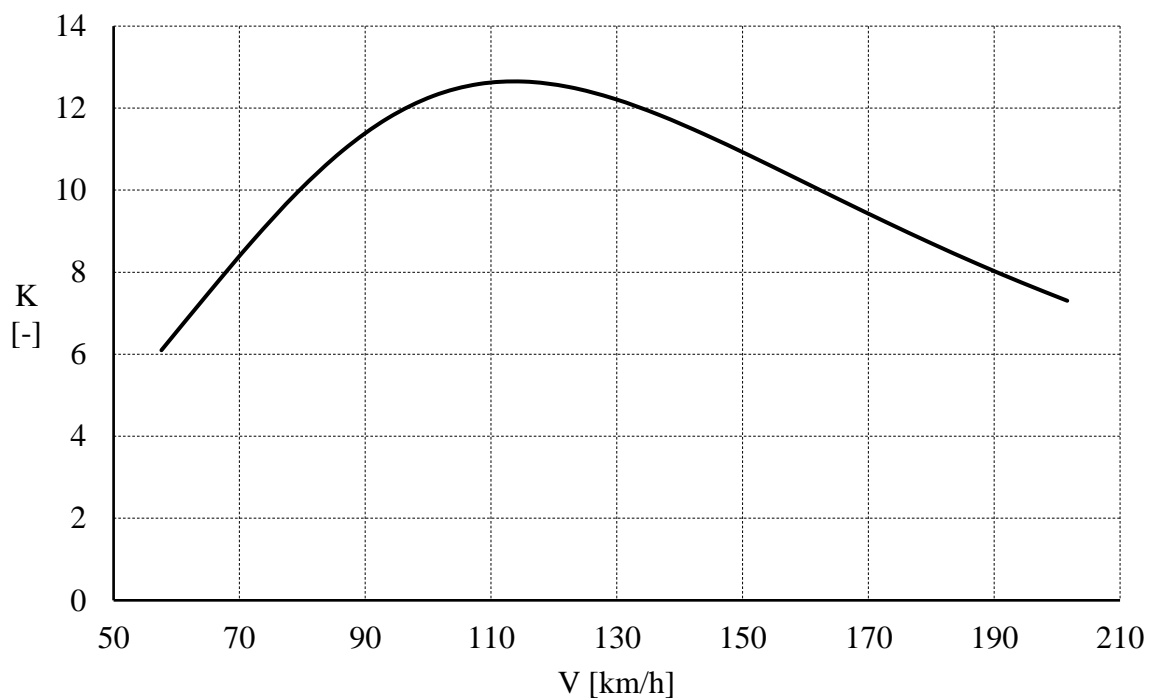
Graf 4.4 Využitelný a potřebný tah

Graf 4.5 vykresluje závislost maximální stoupací rychlosti na rychlosti letu a výšce.



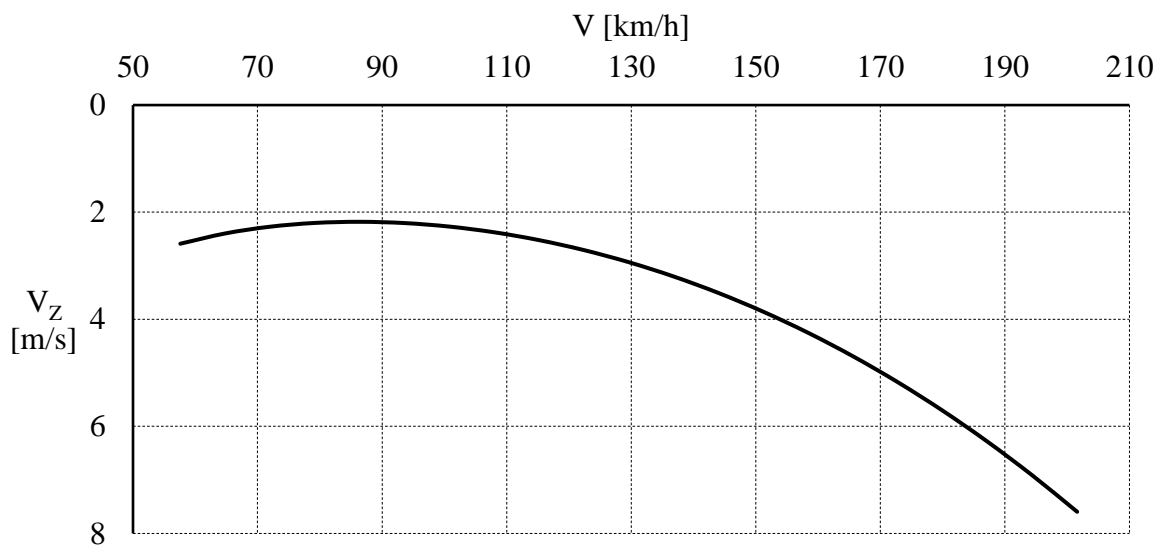
Graf 4.5 Maximální stoupací rychlosti

Graf 4.6 určuje závislost klouzavosti na rychlosti letu pro výšku 0 m MSA.



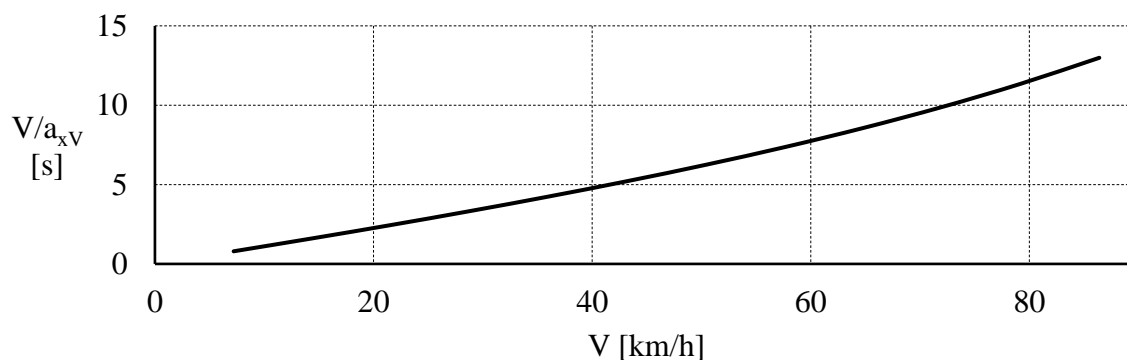
Graf 4.6 Klouzavost

Rychlostní polára je uvedena v grafu 4.7 a vykresluje závislost rychlosti klesání na rychlosti letu pro výšku 0 m MSA.

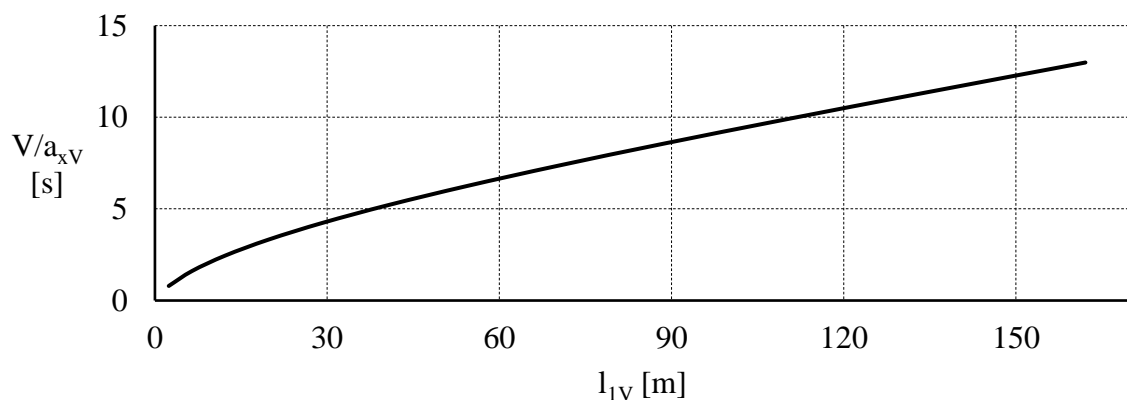


Graf 4.7 Rychlostní polára

Průběh zrychlení v závislosti na čase a dopředné rychlosti letounu je zobrazen v grafu 4.8 a v závislosti na čase a délce rozjezdu v grafu 4.9.

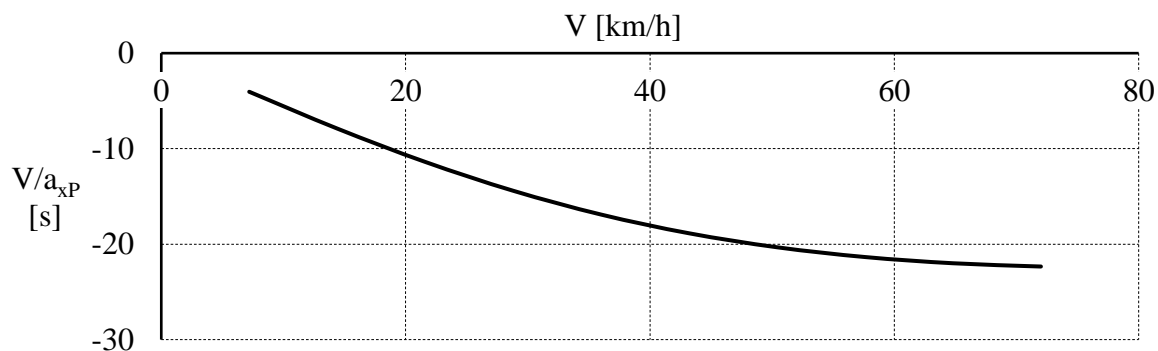


Graf 4.8 Zrychlení v závislosti na rozjezdové rychlosti

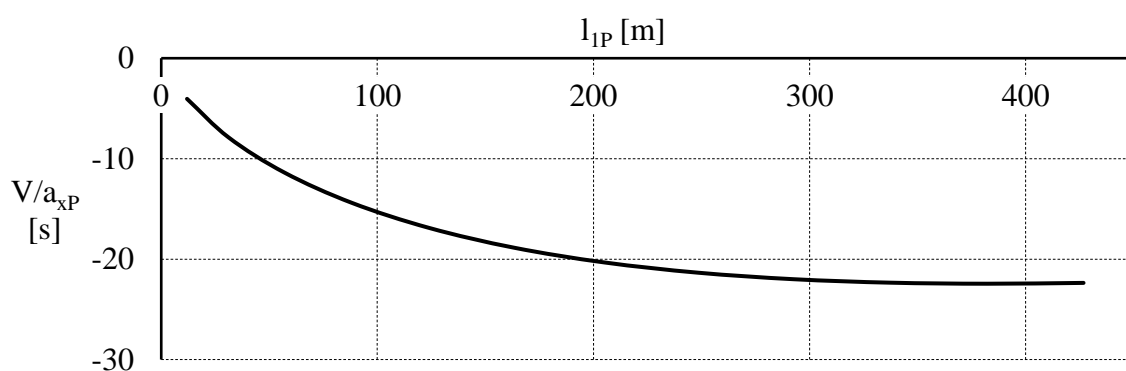


Graf 4.9 Zrychlení v závislosti na délce rozjezdu

Průběh zpomalení v závislosti na čase a dopředné rychlosti letounu je zobrazen v grafu 4.10 a v závislosti na čase a délce dojezdu v grafu 4.11

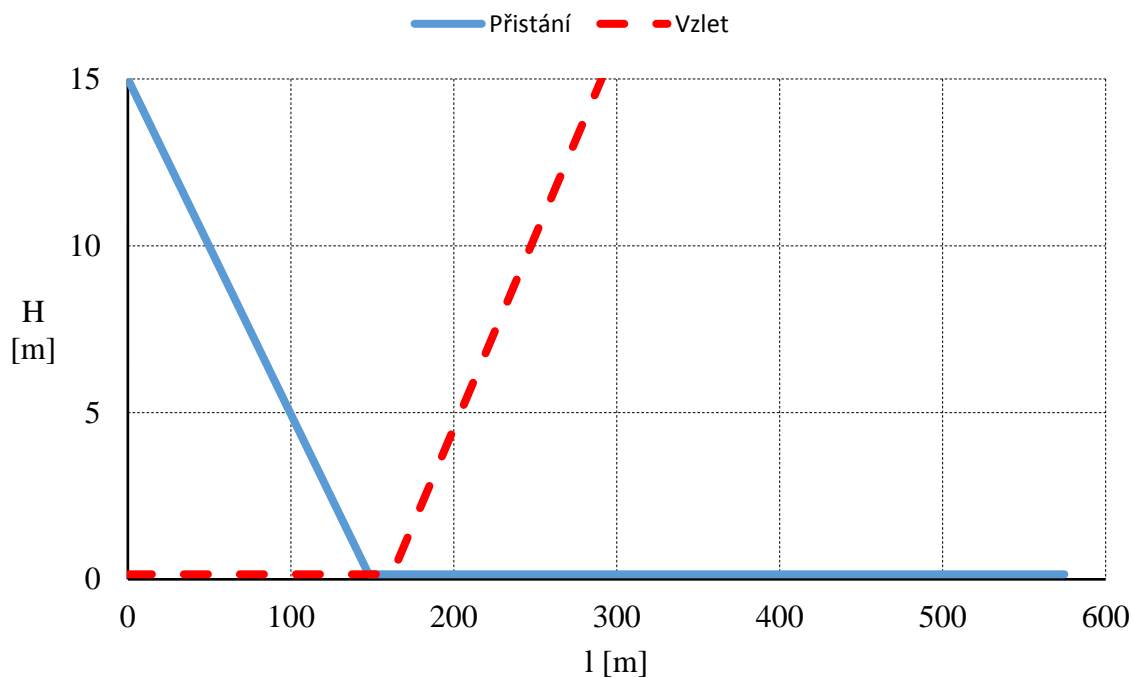


Graf 4.10 Zpomalení v závislosti na dojezdové rychlosti



Graf 4.11 Zpomalení v závislosti na délce dojezdu

Délka vzletu a přistání při výšce 0 m MSA je vykreslena v grafu 4.12.



Graf 4.12 Délka vzletu a přistání

Tabulka 4.2 Výsledné maximální rychlosti

H (MSA)	V_{\max}	Maximální stoupání	
		$V_{Z\max}$	V
<i>m</i>	<i>km/h</i>	<i>m/s</i>	<i>km/h</i>
0	196	5,24	125
1000	198	5,17	130
2500	200	5,06	134
5000	203	4,77	142
7500	205	4,29	150
9000	205	3,91	155

Tabulka 4.3 Výsledné letové parametry pro výšku 0 m MSA

Maximální klouzavost		Minimální opadání		l_v	l_p
K_{\max}	V	$V_{Z\min}$	V		
-	<i>km/h</i>	<i>m/s</i>	<i>km/h</i>	<i>m</i>	<i>m</i>
12,7	114	2,2	86	291	575

Dle vypočtených letových výkonů zobrazených v grafech 4.3 až 4.12 a uvedených v tabulkách 4.2 a 4.3, lze považovat výkon motoru 2x28 kW za dostatečný pro dosažení běžných letových výkonů pro letouny v kategorii CS-VLA.

Výpočet délky vzletové a přistávací dráhy byl proveden pro nezpevněnou travnatou dráhu viz obrázek 4.1, která je pro kategorii letounů CS-VLA často využívána.



Obrázek 4.1 Letiště LKJA

5 HMOTOVÝ ROZBOR A CENTRÁŽE

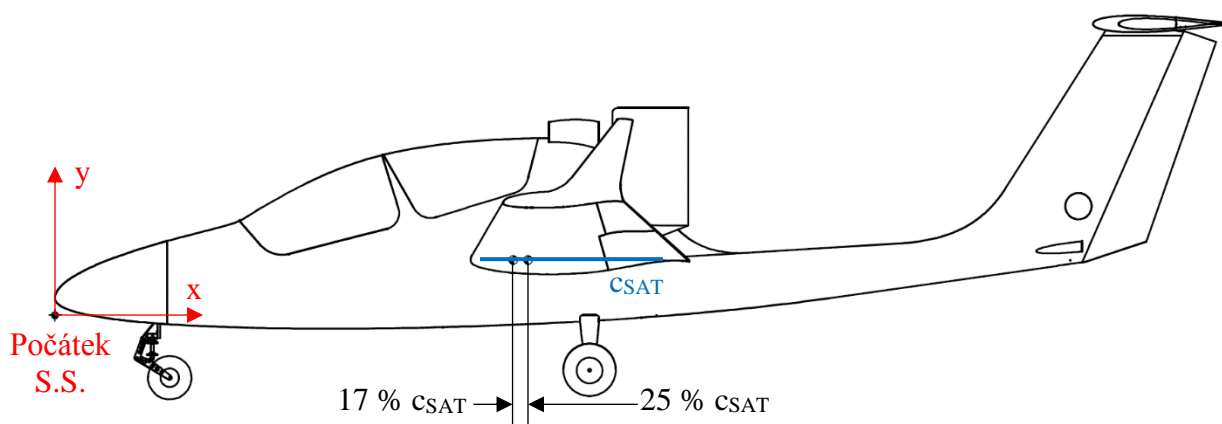
Nová pohonná jednotka má odlišnou hmotnost od původní používané jednotky v letounu VUT 051 RAY. Na základě této změny, bylo nezbytné nalézt správnou pozici nové pohonné jednotky pro letoun VUT 051 RAY-DUO.

Nový rozsah těžiště letounu je dán tabulkou 5.1. Souřadný systém letounu je uveden na obrázku 5.1 a platí pouze pro hmotový rozbor (HR). Důležité bylo udržení rozsahu centráží na co nejnižší hodnotě, aby nedocházelo za letu s rozdílnými povolenými centrážemi k výrazné změně letových vlastností. Výsledný povolený rozsah centráží bude ověřen letovými zkouškami, které prokáží, zda je letoun schopen standartního letu v plném rozsahu centráží.

Letoun VUT 051 RAY-DUO, bude přestavěn z letounu VUT 051 RAY, pro něhož byl ověřen rozsah centráží letovými zkouškami. Pro zjištění nové pozice pohonné jednotky bylo důležité přiblížit se k centrážím, které byly ověřeny pro letoun VUT 051 RAY.

Tabulka 5.1 Rozsah těžiště letounu

	x'_T [% c_{SAT}]
Přední mezní centráž	17
Zadní mezní centráž	25
Rozsah centráže	8



Obrázek 5.1 Souřadný systém letounu HR

5.1 VSTUPNÍ HODNOTY PRO HR A VÝPOČET CENTRÁŽÍ

Rozbor hmotností mimo hmotnosti pohonné jednotky byl převzat z dokumentu [19]. Hmotnost motoru a vrtule byla zjištěna od výrobců. Hmotnost pro zástavbu byla určena dle 3D CAD systému Solidworks. Hmotnosti a polohy jednotlivých částí jsou uvedeny v tabulce 5.3 a hodnoty pro proměnlivé hmotnosti pilota a užitečného zatížení jsou v tabulce 5.2.

Tabulka 5.2 Proměnlivé hmotnosti

Položka	Číslo i [-]	Hmotnost m_p [kg]	Přírutek Δp [kg]	Poloha x_{TP} [mm]
Pilot	32	75 ÷ 110	5	1794
		m_{UZ} [kg]	Δ_{UZ} [kg]	x_{TUZ} [mm]
Užitečné zatížení	33	0 ÷ 40	5	2480

Tabulka 5.3 HR a pozice částí

Skupina	Podskupina	Položka	Číslo i [-]	Hmotnost m_i [kg]	Poloha x_{Ti} y_{Ti} [mm] [mm]	
Drak	Trup	Skořepina trupu vč. přepážek	1	71,1	3455	412
		Překryt pilotní kabiny	2	8,5	1840	755
		Překryt zadní kabiny	3	8,0	2802	1001
		Kapotáž motorového prostoru	4	6,8	3784	980
	Křídlo	Centroplán	5	27,5	3345	392
		Vnější křídla (2ks)				
		Křídélka (2 ks)				
		Klapky (2 ks)	6	63,2	3560	553
		Koncové oblouky (2 ks)				
		Příčné řízení v křídlech				
	Ocasní plochy	Horizontální stabilizátor	7	8,2	7391	1999
		Výškové kormidlo	8	3,7	7740	1999
		Směrové kormidlo	9	2,5	7444	982
	Podvozek	Předový podvozek	10	8,4	714	-254
		Hlavní podvozek	11	16,6	3665	-268
	Řízení	Podélné, příčné a směrové	12	12,7	2596	207
Pohonná soustava	Pohonná jednotka	Motor	13	15,8	4130	1015
		Vrtule	14	9,0	4040	1015
	Zástavba p. j.		15	18,0	4050	890

Skupina	Podskupina	Položka	Číslo	Hmotnost	Poloha	
			i	m_i	x_{Ti}	y_{Ti}
			[-]	[kg]	[mm]	[mm]
Výstroj a vybavení	Brzdy	brzdový systém	16	2,5	2665	56
	Vybavení trupu	interiér pilotní kabiny	17	1,5	1623	300
		sedačka pilota (polstrování)	18	1,0	2043	335
		interiér zadní kabiny	19	2,2	2430	245
	Přístrojové vybavení	přístroje v pilot. prost.	20	4,6	1405	487
		ovladače v pilot. porst.	21	0,7	1561	385
	Elektrická soustava I	baterie 12 V vč. Uchycení	22	3,0	6771	430
		elektro výstroj	23	5,0	3556	447
	Elektrická soustava II	přední bater. skříň + baterie	24	118,4	3049	603
		zadní bater. skříň + baterie	25	59,7	3571	811
		měnič DC/AC + uchycení	26	13,7	3672	1229
		blok řízení a mon. Poh. soustavy	27	5,2	3049	1090
		silnoprúdová kabeláž	28	5,0	3536	1115
		slaboprúdová kabeláž	29	2,0	3220	830
Ostatní	Nezařazené položky	nátěr	30	4,0	3435	450
		balast	31	5,0	4050	472

Tabulka 5.4 Vstupní hodnoty pro centráž

Název	Označení	Hodnota	Jednotka
Střední aerodynamická třetiva	c_{SAT}	1273,61	mm
Poloha náběžné hrany c_{SAT}	x_{SAT}	2924,71	mm

5.2 VÝPOČET CENTRÁŽÍ LETOUNU [19]

Tato kapitola popisuje postup pro výpočet centráží letounu. Prvním krokem byl výpočet centráže prázdného letounu. Poté byly vypočteny jednotlivé centráže pro proměnlivé zatížení od pilota a užitečného zatížení. Pro letoun VUT 051 RAY-DUO je užitečné zatížení vztaženo na různé typy měřících zatížení, kterými budou vyhodnocovány letové testy.

Celková hmotnost prázdného letounu je dána následujícím vztahem.

$$m_{EW} = \sum m_i \quad (5.1)$$

Poloha těžiště v souřadném systému byla určeno dle:

$$x_{TEW} = \frac{\sum m_i \cdot x_{Ti}}{m_{EW}} \quad (5.2)$$

$$y_{TEW} = \frac{\sum m_i \cdot y_{Ti}}{m_{EW}} \quad (5.3)$$

Centráž prázdného letounu byla vypočtena dle vztahu níže.

$$x'_{TEW} = \frac{x_{TEW} - x_{SAT}}{c_{SAT}} \quad (5.4)$$

Jednotlivé celkové hmotnosti, pro daný případ hmotnosti pilota a užitečného zatížení, byly spočteny vztahem:

$$m_C = m_{EW} + m_P + m_{UZ} \quad (5.5)$$

Jednotlivé centráže byly získány ze vztahu níže.

$$x'_T = \frac{\frac{m_{EW} \cdot x_{TEW} + m_P \cdot x_{TP} + m_{UZ} \cdot x_{TUZ}}{m_C} - x_{SAT}}{c_{SAT}} \quad (5.6)$$

5.3 VÝSLEDNÉ HODNOTY CENTRÁŽÍ LETOUNU

Výsledné hodnoty pro uvažované kombinace hmotností jsou uvedeny v tabulce 5.7 a centráži v tabulce 5.8. Z vypočtených hodnot byl sestaven centrážní diagram viz graf 5.1, který zobrazuje závislost celkové hmotnosti na centráži letounu a kombinace, které jsou možné pro vzlet. Dále byl v centrážním diagramu vykreslen i rozsah těžiště pro letoun VUT 051 RAY. Nový letoun VUT 051 RAY-DUO dosahuje nižší prázdné hmotnosti což má pozitivní vliv na užitečné zatížení.

Tabulka 5.5 Výsledné hodnoty pro prázdný letoun

	m_{EW} [kg]	x_{TEW} [mm]	y_{TEW} [mm]	x'_{TEW} [% C_{SAT}]
Prázdný letoun	513,5	3445,5	624,7	40,88

Tabulka 5.6 Výsledné centráže pro m_{TOW}

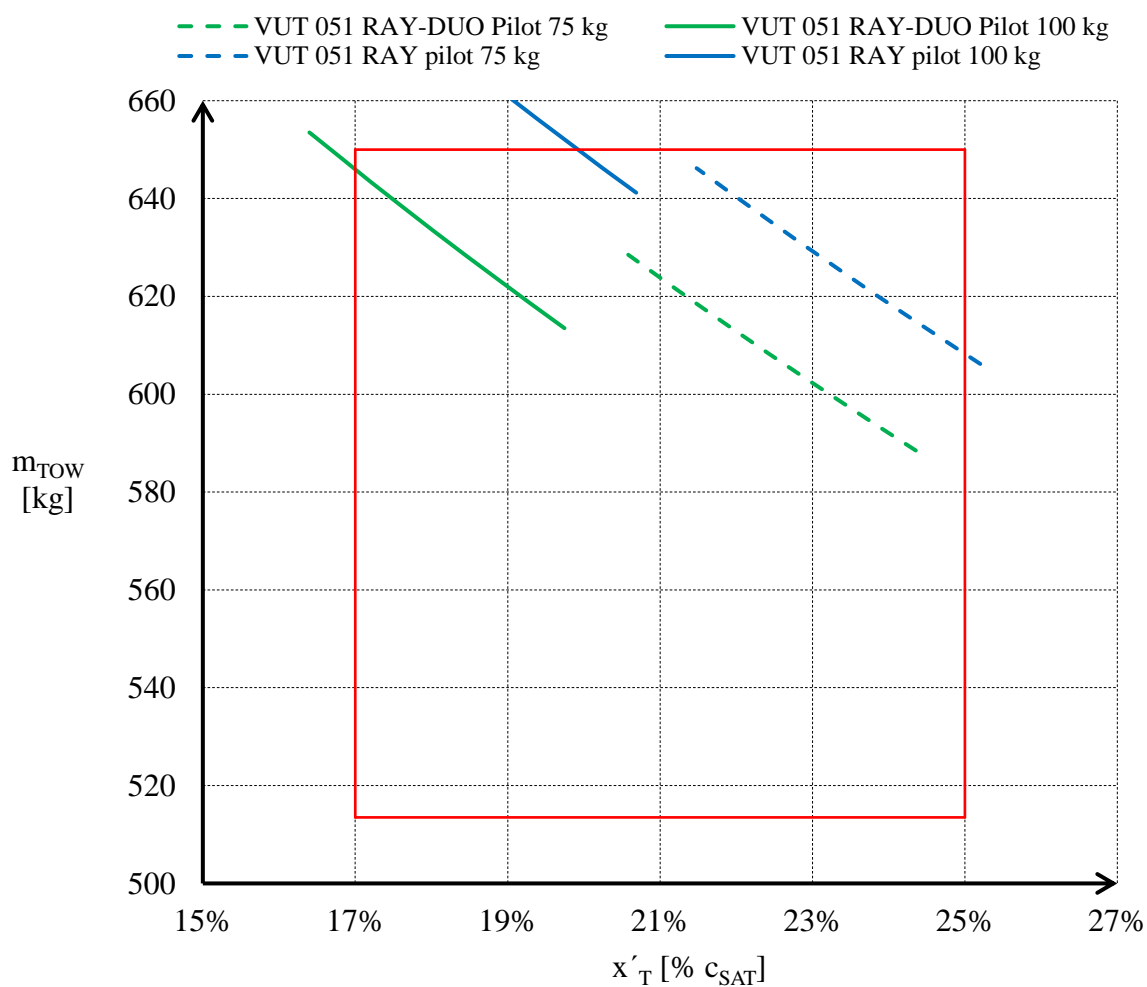
Pilot	[kg]	75	80	85	90	95	100	105	110
Užitečné zatížení	[kg]	61,5	56,5	51,5	46,5	41,5	36,5	31,5	26,5
Centráž	[% C_{SAT}]	18,75	18,33	17,92	17,50	17,09	16,68	16,26	15,85

Tabulka 5.7 Výsledné hmotnosti

Pilot [kg]	Užitečné zatížení [kg]	0	5	10	15	20	25	30	35	40
75	m_{TOW} [kg]	589	594	599	604	609	614	619	624	629
80		594	599	604	609	614	619	624	629	634
85		599	604	609	614	619	624	629	634	639
90		604	609	614	619	624	629	634	639	644
95		609	614	619	624	629	634	639	644	649
100		614	619	624	629	634	639	644	649	654
105		619	624	629	634	639	644	649	654	659
110		624	629	634	639	644	649	654	659	664

Tabulka 5.8 Výsledné centráže

Pilot [kg]	Užitečné zatížení [kg]	0	5	10	15	20	25	30	35	40
75	x'_T [% c_{SAT}]	24,36	23,86	23,36	22,88	22,41	21,94	21,48	21,03	20,58
80		23,40	22,91	22,44	21,96	21,50	21,04	20,60	20,15	19,72
85		22,46	21,99	21,52	21,06	20,61	20,16	19,73	19,29	18,87
90		21,54	21,08	20,62	20,17	19,73	19,30	18,87	18,45	18,03
95		20,64	20,18	19,74	19,30	18,87	18,44	18,03	17,61	17,21
100		19,74	19,30	18,87	18,44	18,02	17,60	17,20	16,79	16,40
105		18,87	18,44	18,01	17,59	17,18	16,78	16,38	15,99	15,60
110		18,00	17,58	17,17	16,76	16,36	15,96	15,57	15,19	14,81



Graf 5.1 Centrážní diagram letounu

6 POSOUZENÍ ŘIDITELNOSTI [4], [5]

Letoun vychází z letounu VUT 051 RAY, pro který byla ověřena řiditelnost a stabilita letovými zkouškami. Z tohoto důvodu se tato kapitola zabývá pouze problémem řiditelnosti pro případ selhání jednoho z motorů. Z důvodu konstrukční změny, kterou předpis CS-VLA/Amendment 1, který je v platnosti od 5.3.2009 neakceptuje, je zde postupováno dle vyššího předpisu CS-23/Amendment 4, který je v platnosti od 15.7.2015.

V současné době vyšel v platnost předpis CS-23/Amendment 5, který ovšem je zároveň změnou systému EASA a neobsahuje kompletní informace o tom, jak by měl být letoun navržen. Uvádí pouze vybrané oblasti z předešlého předpisu. Neuvedené oblasti můžou být navrženy libovolně, ale v certifikačním procesu musí být dokázána správnost návrhu. Z toho důvodu lze postupovat podle výše zmíněné předposlední pozměněné verze 4 z důvodu snazšího prokazování postupu návrhu letounu.

V případě nové zástavby dvou elektromotorů půjde pouze o přestavbu, proto je důležité ověřit, zda dosavadní koncepce letounu VUT 051 RAY disponuje dostatečnými výchylkami řídicích orgánů pro splnění podmínek požadovaných předpisem CS-23 pro minimální rychlost řiditelnosti V_{MC} .

Diplomová práce je psána v českém jazyce, ale tato kapitola bude obsahovat anglické citace z anglické verze předpisů. Předpisy jsou k dispozici na webových stránkách EASA⁴.

Důvodem použití anglických verzí je především občasný chybný překlad do českého jazyka, který ale nevzniká kvůli špatné znalosti anglického jazyka, ale především pro rozdílnost a slovní bohatost obou jazyků. Dále pak interpretace jednotlivých důležitých frází může zapříčinit chybné pochopení dané problematiky a tím zapříčinit chybu ve výpočtech.

Výňatek z předpisu CS-23

„CS 23.149 Minimum control speed

(a) VMC is the calibrated airspeed at which, when the critical engine is suddenly made inoperative, it is possible to maintain control of the aeroplane, with that engine still inoperative, and thereafter maintain straight flight at the same speed with an angle of bank not more than 5°. The method used to simulate critical engine failure must represent the most critical mode of powerplant failure with respect to controllability expected in service.

(b) VMC for take-off must not exceed 1.2 VS1, (where VS1 is determined at the maximum take-off weight) and must be determined with the most unfavourable weight and centre of gravity position and with the aeroplane airborne and the ground effect negligible, for the take-off configuration(s) with –

- (1) Maximum available take-off power initially on each engine;
- (2) The aeroplane trimmed for take-off;
- (3) Flaps in the take-off position(s);
- (4) Landing gear retracted; and
- (5) All propeller controls in the recommended take-off position throughout. “

⁴ EASA – European Aviation Safety Agency

Pro splnění požadavku daného paragrafu v předpisu výše musí být splněny následující požadavky:

- Příčný sklon letounu ϕ maximálně 5° ,
- V_{MC} nesmí překročit $1,2 \cdot V_{S1}$, kde $V_{S1} = 78 \text{ km/h}$.

6.1 VSTUPNÍ HODNOTY PRO VÝPOČET ŘIDITELNOSTI

Vstupní hodnoty byly převzaty z dokumentu [21]. Vliv aerodynamických sil vzniklých na prstenci v důsledku vybočení, klonění nebo zatáčení letounu nebyl zahrnut do následujících vstupních hodnot a ani do výpočtu.

Tabulka 6.1 Vstupní hodnoty – řiditelnost

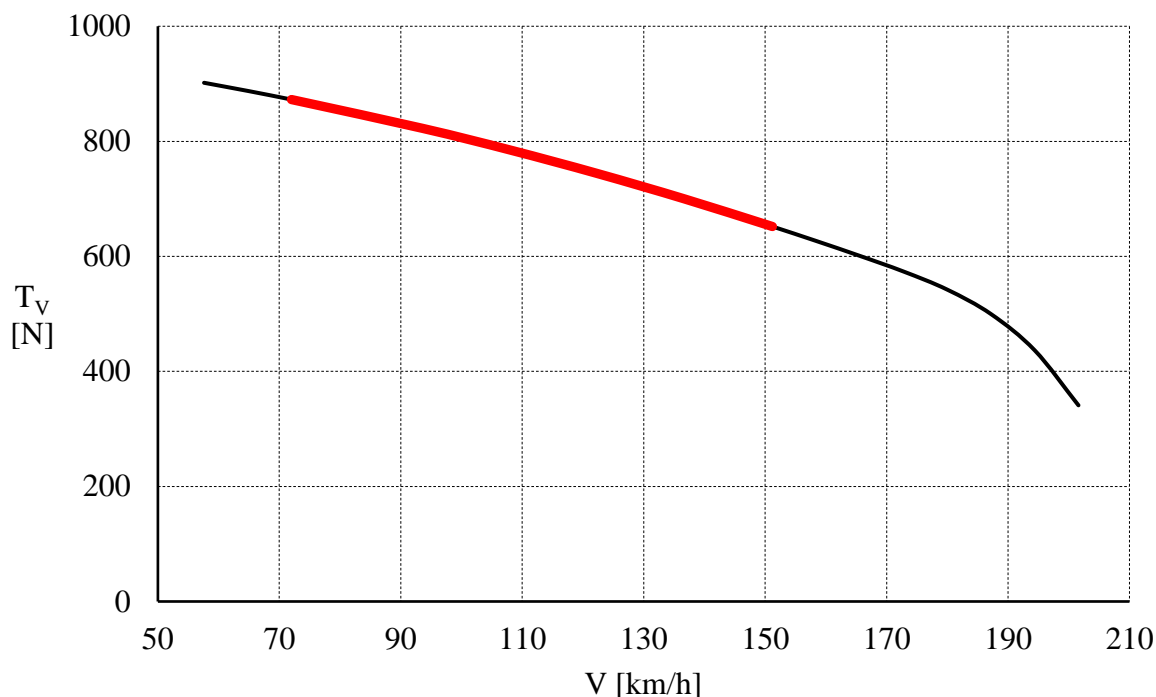
Název	Označení	Hodnota	Jednotka
Plocha křídla	S_K	11,85	m^2
Hustota vzduchu MSA	ρ	1,255	kg/m^3
Maximální vzletová hmotnost letounu	m_{TOW}	650	kg
Tíhové zrychlení	g	9,81	m/s^2
Rozpětí křídla	b	9,9	m
Maximální výchylka směrového kormidla	δ_{Smax}	30	$^\circ$
Vzdálenost levého motoru od těžiště	y_L^F	-0,9125	m
Vzdálenost pravého motoru od těžiště	y_P^F	0,9125	m
Derivace bočné síly	$C_{Y\beta}$	-0,667	-
Derivace bočné síly od klonění	$C_{Y\delta_K}$	0	-
Derivace bočné síly od zatáčení	$C_{Y\delta_S}$	0,315	-
Bočivě klonivá derivace	$C_{l\beta}$	-0,03312	-
Derivace tlumení klonění	$C_{l\delta_K}$	-0,52	-
Derivace zatáčivě klonivá	$C_{l\delta_S}$	0,051	-
Bočivě zatáčivá derivace	$C_{n\beta}$	0,0773	-
Klonivě zatáčivá derivace	$C_{n\delta_K}$	0	-
Derivace tlumení zatáčení	$C_{n\delta_S}$	-0,111	-
Úhel vybočení	β	0	$^\circ$

Závislost využitelného tahu jednoho motoru na rychlosti, byla zadána do výpočtu pomocí vektorů složených z hodnot uvedených v tabulce 6.2. Jednotlivé body, ze kterých se vektory skládají byly proloženy lineárně. Při výpočtu došlo k ověření vhodnosti lineárního proložení.

Tabulka 6.2 Závislost tahu jednoho motoru na rychlosti

Rychlost	V	$[km/h]$	72	94	108	122	151
Využitelný tah	T_V	$[N]$	873	822	785	744	652

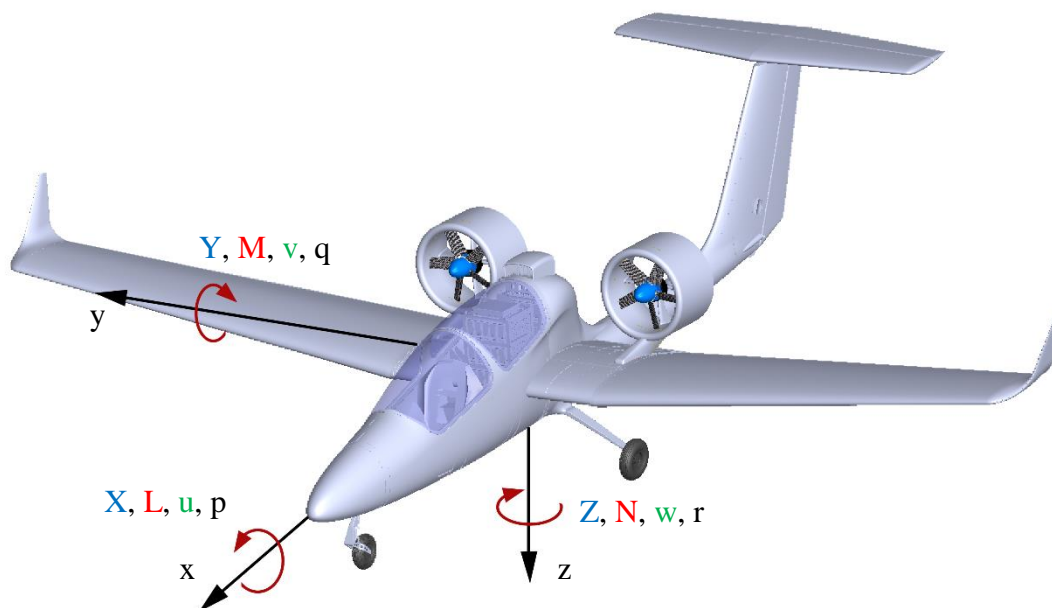
Závislost využitelného tahu jednoho motoru je znázorněna v grafu 6.1 černou křivkou. Pro výpočet říditelnosti byla využita červená část křivky.



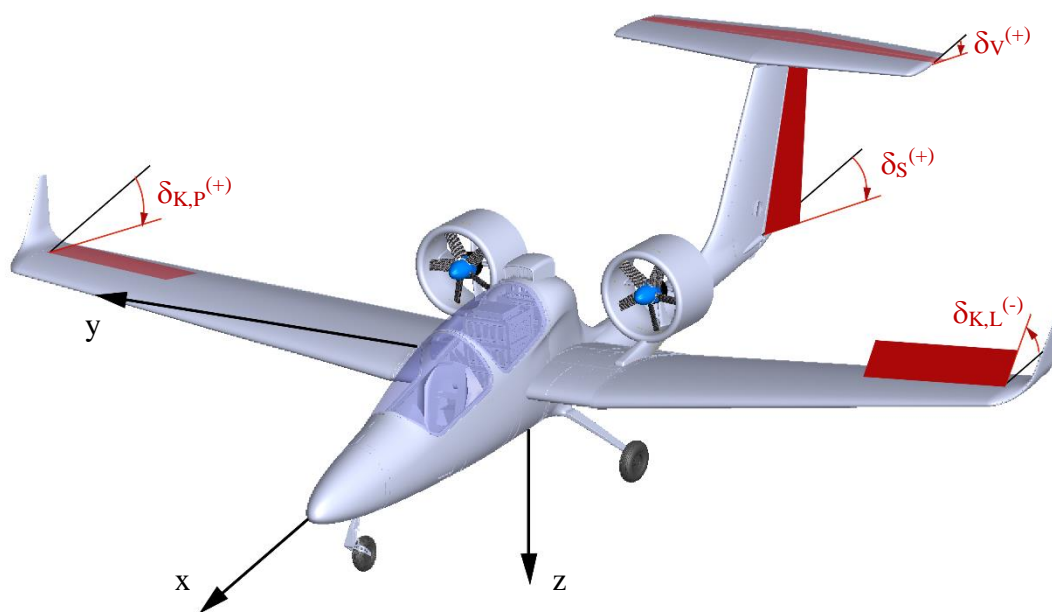
Graf 6.1 Využitelný tah jednoho motoru

6.2 VÝPOČET ŘIDITELNOSTI [16]

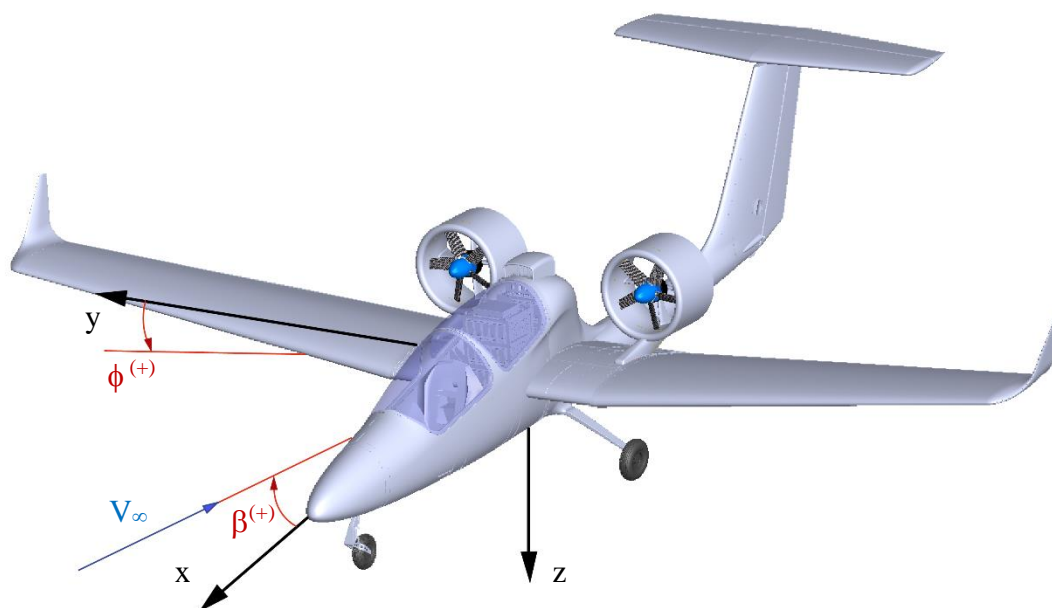
Základní informací pro výpočet je souřadný systém, který je zobrazen na obrázku 6.1. Dále byly stanoveny kladné směry výchylek kormidel viz obr. 6.2 a úhly, které letoun se souřadným systémem svírá viz obrázek 6.3. Ve výpočtu byl řešen případ selhání levého motoru.



Obrázek 6.1 Souřadný systém, říditelnost



Obrázek 6.2 Směry výchylek kormidel



Obrázek 6.3 Úhly letounu vůči osám S.S.

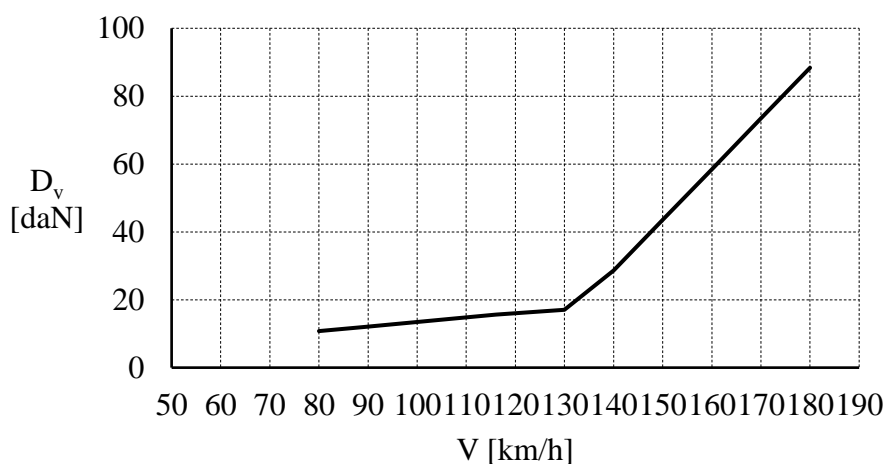
Předpoklady pro výpočet:

- Derivace asymetrických sil a momentů dle symetrických kinematických veličin jsou zanedbatelné,
- derivace symetrických sil a momentů dle asymetrických jsou zanedbatelné,
- rovnovážný ustálený let,
- změny klopivých momentů vyrovnány výškovým kormidlem,
- změny součinitele vztlaku vyrovnány potřebnou změnou úhlu náběhu,
- reakční moment vrtule a gyroskopický moment vrtule neuvažovány,
- Aerodynamické účinky prstence nejsou uvažovány,
- v konfiguraci bez vztlakové mechanizace.

Pro řešení byly použity následující pohybové rovnice:

$$\begin{aligned}
 C_Y: \quad & C_{Y\beta} \cdot \beta + C_{Y\delta_K} \cdot \delta_K + C_{Y\delta_S} \cdot \delta_S + C_G(V) \cdot \sin(\phi) = 0 \\
 C_l: \quad & C_{l\beta} \cdot \beta + C_{l\delta_K} \cdot \delta_K + C_{l\delta_S} \cdot \delta_S + C_l^F(V) = 0 \\
 C_n: \quad & C_{n\beta} \cdot \beta + C_{n\delta_K} \cdot \delta_K + C_{n\delta_S} \cdot \delta_S + C_n^F(V) = 0
 \end{aligned} \tag{6.1}$$

Určení odporu vrtule D_v bylo stanoveno dle grafu 6.2. Hodnoty odečtené z grafu 6.2 jsou uvedeny v tabulce 6.3 níže.



Graf 6.2 Odpor vrtule

Tabulka 6.3 Závislost odporu vrtule jednoho motoru na rychlosti

Rychlost	V	$[km/h]$	72	94	108	122	151
Využitelný tah	D_V	$[daN]$	9,7	12,6	14,5	16,5	43

Odpor vrtule byl přepočten do správného směru a rozměru následovně:

$$X^D = -1 \cdot D_V \cdot 10 \quad (6.2)$$

Zatáčivý moment vychází ze součtu momentu od funkčního motoru, který generuje maximální využitelný tah a nefunkčního motoru, který vytváří odpor. Hodnota -1 ve vztahu určuje směr momentu, pokud by nastal kritický případ pro druhý motor, pak by vztah obsahoval +1.

$$N^F = -1 \cdot (T_V \cdot y_p^F + X^D \cdot y_L^F) \quad (6.3)$$

Součinitel zatáčivého momentu vztahující se pro stranovou derivaci k rozpětí křídla.

$$C_n^F = \frac{N^F}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot b} \quad (6.4)$$

Maximální dosažitelný součinitel zatáčivého momentu je omezen maximální výchylkou směrového kormidla.

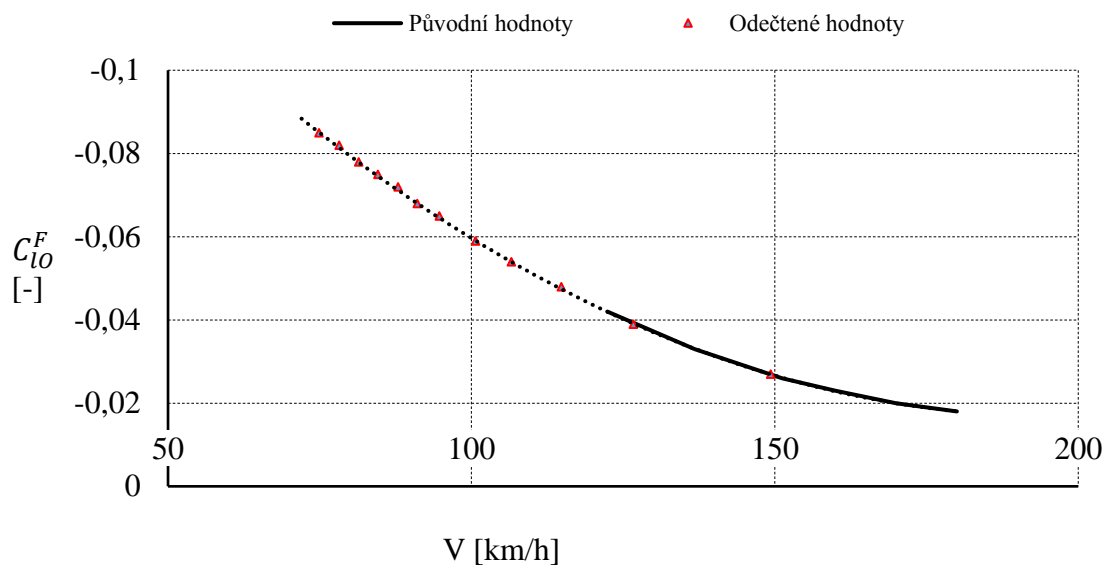
$$C_{n\delta_{Smax}}^F = C_{n\delta_S} \cdot |-1 \cdot \delta_{Smax}| \quad (6.5)$$

Minimální rychlost říditelnosti V_{MC} lze nalézt ze závislosti součinitele zatáčivého momentu na rychlosti a hledá se hodnota rychlosti pro maximální dosažitelný součinitel zatáčivého momentu. Výpočet byl řešen softwarem MATLAB za použití funkce interp1, kde bylo nastaveno lineární proložení, které bylo ověřeno viz graf 6.5.

Součinitel tíhové síly je dán následujícím vztahem.

$$C_G = \frac{m \cdot g}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{MC}^2 \cdot S} \quad (6.6)$$

Přírůstek součinitele klonivého momentu C_l^F byl odečten z grafu 6.3 pro získanou rychlost V_{MC} .



Graf 6.3 Přírůstek součinitele klonivého momentu

Odečtený součinitel klonivého momentu byl přepočten do správného směru následovně:

$$C_l^F = -1 \cdot C_{lo}^F \quad (6.7)$$

Výchylka křídélka byla stanovena dle výpočtového vztahu níže. Hodnota -1 určuje ve vztahu směr výchylky, který je závislí na vysazeném motoru.

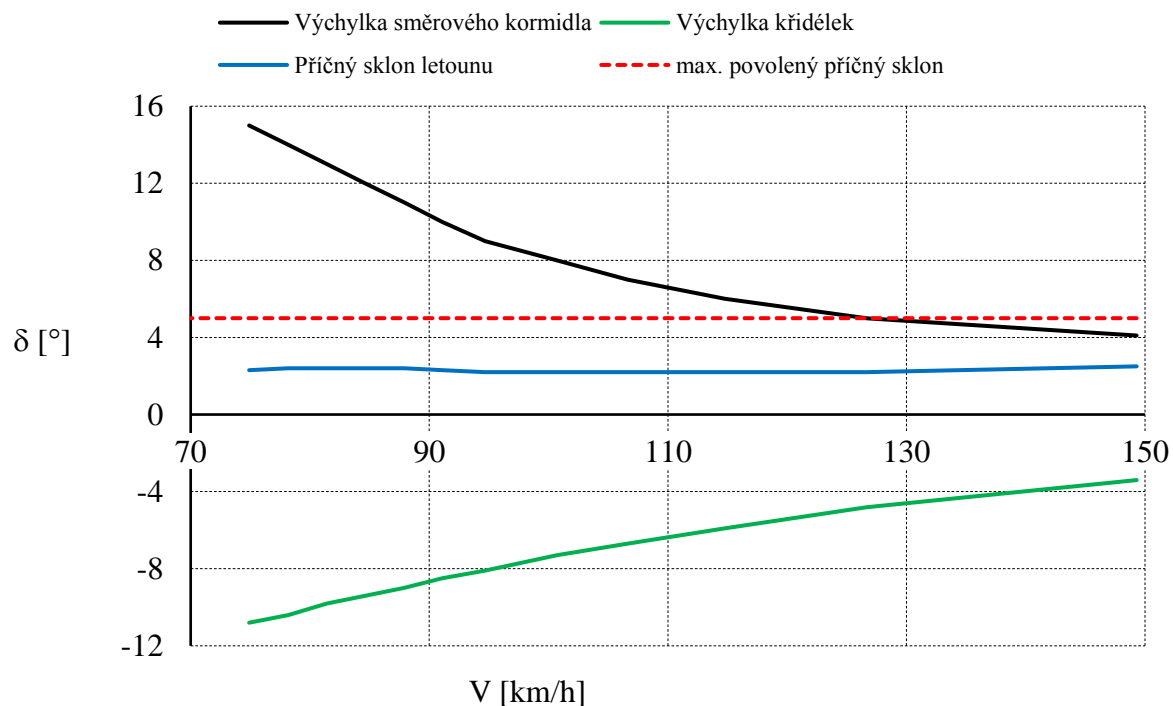
$$\delta_K = \frac{-1 \cdot (C_{l_{\delta_S}} \cdot -1 \cdot \delta_{Smax} + C_l^F)}{C_{l_{\delta_K}}} \quad (6.8)$$

Příčný sklon byl spočten následovně. Hodnota -1 určuje směr výchylek vůči souřadnému systému.

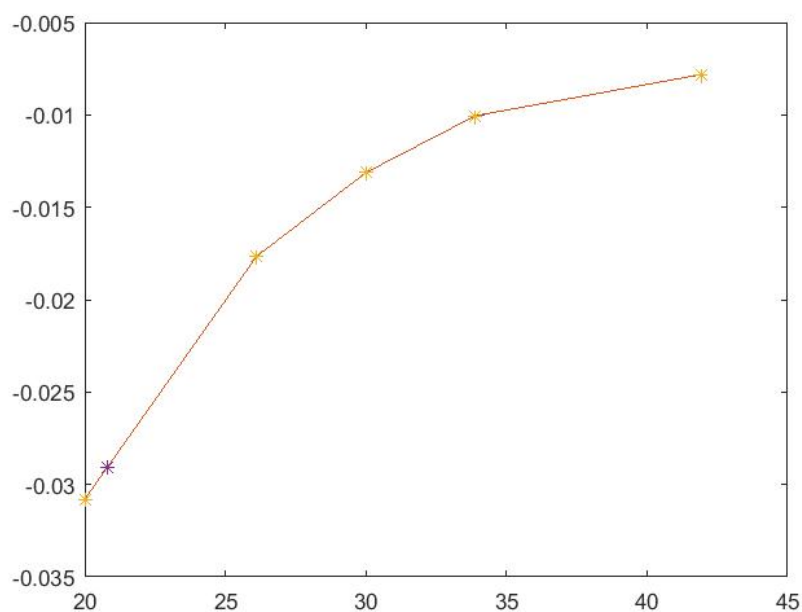
$$\phi = \arcsin \left(\frac{-1 \cdot (C_{Y_{\delta_S}} \cdot -1 \cdot \delta_{Smax})}{C_G} \right) \quad (6.9)$$

6.3 VÝSLEDNÉ HODNOTY ŘIDITELNOSTI

Výsledné hodnoty pro různé výchylky směrového kormidla, které byly v rozmezí od $4,1^\circ$ až do 15° jsou vykresleny v grafu 6.4. Ověření lineární interpolace pro zjištění rychlosti V_{MC} je vyobrazeno grafem 6.5 a správné ověření je dáno přesně se překrývajícími křivkami a body. Pokud by předešlé tvrzení nebylo platné, jak tomu bylo například u proložení splinem, pak musí být použit vhodnější typ interpolace.



Graf 6.4 Závislost výchylek a příčného sklonu na rychlosti



Graf 6.5 Ověření správné interpolační metody

Z požadavků stanovených předpisy CS-VLA a CS-23 vyplývá výsledná rychlost řiditelnosti a příčný sklon, které jsou uvedeny v tabulce 6.4

Tabulka 6.4 Výsledné hodnoty řiditelnost

Minimální rychlost řiditelnosti	V_{MC}	$[km/h]$	75	÷	149
Příčný sklon	ϕ	$[^\circ]$	2,3	÷	2,5

Výchylka křídélka je pro křídélka bez difference tzn. křídélka, které mají stejnou výchylku na obě strany.

Tabulka 6.5 Výsledné výchylky kormidel

Minimální rychlost řiditelnosti	$[km/h]$	75	149
Výchylka směrového kormidla	$[^\circ]$	-15	-4,1
Výchylka křídélka	$[^\circ]$	$\pm 10,8$	$\pm 3,4$

Předpisem požadované parametry byly splněny následovně:

- V_{MC} nesmí překročit $1,2 \cdot V_{S1}$, kde $V_{S1} = 78 \text{ km/h}$.
 - VUT 051 RAY-DUO má dostatečné rozsahy výchylek všech řídících orgánů pro rozsah rychlostí **75 km/h** až **149 km/h**.
- Příčný sklon letounu ϕ maximálně 5°
 - VUT 051 RAY-DUO nepřekročí v daném rozsahu příčný sklon **2,5 °**.

7 UCHYCENÍ POHONNÉ JEDNOTKY

Pro uchycení pohonné jednotky do křídla bylo klíčové ověřit, zda závěsy, které jsou připravené v křídle letounu VUT 051 RAY mají dostatečnou únosnost. První část kapitoly 7 obsahuje stanovení zatížení od pohonné jednotky. V druhé části bylo zatížení od motoru použito pro stanovení reakcí v závěsech. Třetí část ověřila únosnost závěsů, které mají stejnou tloušťku a materiál jako připravené závěsy v křídle.

7.1 ZATÍŽENÍ OD MOTORU [4], [5]

Účelem stanovení zatížení od motoru je získání kombinace sil a momentů působících v těžišti motoru. Zatížení z této kapitoly bylo dále použito pro výpočet reakčních sil v závěsech.

Zatížení bylo určeno dle předpisu CS-VLA/Amendment 1, který je v platnosti od 5.3.2009 a to podle následujících paragrafů:

- CS-VLA 361,
- CS-VLA 361 (a),
- CS-VLA 361 (a) (1),
- CS-VLA 361 (a) (2),
- CS-VLA 361 (b), Nebylo použito z důvodu použití elektromotoru
- CS-VLA 361 (b) (1), Nebylo použito z důvodu použití elektromotoru
- CS-VLA 361 (b) (2), Nebylo použito z důvodu použití elektromotoru
- CS-VLA 363,
- CS-VLA 363 (a),
- CS-VLA 363 (b),
- CS-VLA 361 (b) (2).

Jelikož je motor elektrický a z toho důvodu nelze použít paragraf CS-VLA 361 (b), byl použit předpis CS-23/Amendment 4.

- CS-23 361 (c) (1).

7.1.1 VSTUPNÍ HODNOTY PRO ZATÍŽENÍ OD MOTORU

Vstupní hodnoty jsou rozděleny do tabulek 7.1, 7.2 a 7.3. Dále jsou uvedeny výpočtové vztahy pro získání vstupních hodnot pro kapitolu 7.1.2.

Tabulka 7.1 Vstupní hodnoty hmotnosti pohonné jednotky

Název	Označení	Hodnota	Jednotka
Elektromotor	m_e	7,9	kg
Vrtule	m_v	3,7	kg
Vrtulový kužel	m_{vk}	0,3	kg
Redukce mezi vrtulovým středem a motorem	m_{re}	0,5	kg
Celková hmotnost	m_m	12,4	kg

Vztah pro výpočet kroutícího momentu pro vzlet.

$$M_{KV} = \frac{P_V \cdot 9550}{n_V} \quad (7.1)$$

Vztah pro výpočet maximálního trvalého kroutícího momentu.

$$M_{KT} = \frac{P_T \cdot 9550}{n_T} \quad (7.2)$$

Vypočtené momenty byly potvrzeny výrobcem motoru REX 50.

Maximální poryvové násobky byly určeny dle předpisu CS-VLA/Amendment 1, paragrafem s označením CS-VLA 341 Gust load factors.

Tabulka 7.2 Vstupní hodnoty pro poryvové zatížení

Název	Označení	Hodnota	Jednotka
Minimální vzletová hmotnost	m_{min}	587	kg
Maximální vzletová hmotnost letounu	m_{TOW}	650	kg
Plocha křídla	S_K	11,85	m^2
Střední aerodynamická tětíva	c_{SAT}	1,27361	m
Sklon vztlakové čáry letounu	α	6,28	rad^1
Hustota vzduchu MSA	ρ	1,255	kg/m^3
Tíhové zrychlení	g	9,81	m/s^2
Odvozená rychlost poryvu dle CS-VLA 333 (c) - nahoru	U_{deup}	15,24	m/s
Odvozená rychlost poryvu dle CS-VLA 333 (c) - dolu	U_{dedown}	-15,24	m/s

Hmotnostní poměr letounu

$$\mu_g = \frac{2 \cdot \left(\frac{m_{min}}{S_K} \right)}{\rho \cdot c_{SAT} \cdot \alpha} \quad (7.3)$$

Zmírňující součinitel poryvu

$$K_g = \frac{0,88 \cdot \mu_g}{5,3 + \mu_g} \quad (7.4)$$

Návrhová cestovní rychlost je dána tabulkou 4.1.

Maximální pozitivní násobek od poryvového zatížení.

$$n_3 = 1 + \frac{0,5 \cdot \rho \cdot V_C \cdot a \cdot K_g \cdot U_{deup}}{\left(\frac{m_{min}}{S_K}\right) \cdot g} \quad (7.5)$$

Maximální negativní násobek od poryvového zatížení.

$$n_4 = 1 + \frac{0,5 \cdot \rho \cdot V_C \cdot a \cdot K_g \cdot U_{dedown}}{\left(\frac{m_{min}}{S_K}\right) \cdot g} \quad (7.6)$$

Tabulka 7.3 Vstupní hodnoty elektromotor ROTEX 50

Název	Označení	Hodnota	Jednotka
Maximální vzletový výkon	P _V	28	kW
Otáčky pro vzletový výkon	n _V	3600	1/min
Krouticí moment pro vzlet	M _{KV}	74	Nm
Redukční poměr	i	1	-
Maximální trvalý výkon	P _T	20	kW
Otáčky pro trvalý výkon	n _T	3300	1/min
Maximální trvalý krouticí moment	M _{KT}	58	Nm
Motorový faktor	k _E	1,25	-
Gravitační zrychlení	g	9,81	m/s ²
Maximální pozitivní násobek od manévrového zatížení	n ₁	4	-
Maximální pozitivní násobek od poryvového zatížení	n ₃	4,2	-
Maximální negativní násobek od poryvového zatížení	n ₄	-2,2	-

7.1.2 VÝPOČET ZATÍŽENÍ OD MOTORU

V předpisech CS-VLA a CS-23 není zmínka o vlivu tahu motoru na zatížení od motoru. Bez působení tahu motoru se nemohou vyskytnout případy zatížení 1, 2. Případy zatížení 5 a 6 mohou nastat i bez tahu motoru například v silných termických podmínkách při letu s vypnutými motory, ale v běžném provozu je stále využíván tah motoru. Situace letu s vypnutými motory může nastat například při selhání obou motorů, nebo při letových zkouškách. Z výše uvedených odůvodnění byl přidán tah motoru do zmíněných případů zatížení.

Pro případy 1, 5, 6, byl použit maximální využitelný tah při rychlosti V_{S1} a maximálním výkonu. Pro případ 2 byl použit maximální využitelný tah při rychlosti V_{S1} a maximálním trvalém výkonu. Využitelné tahy byly převzaty z kapitoly 4.

Případ zatížení – 1

Znění předpisu:

„CS-VLA 361 (a) (1) – A limit engine torque corresponding to take-off power and propeller speed acting simultaneously with 75% of the limit loads from flight condition A of CS-VLA 333 (d).“

Paragraf výše vyžaduje určení motorového faktoru, který však pro elektromotor není definován v předpisu. Z tohoto důvodu byl vybrán faktor pro turbínový motor, který se svým charakterem nejvíce přibližuje elektromotoru. Faktor 1,25 byl vybrán z nadřazeného předpisu a je stanoven paragrafem CS-23 361 (c) (1).

$$F_{a1} = n_1 \cdot g \cdot m_m \cdot 0,75 \quad (7.7)$$

$$M_{a1} = M_{KV} \cdot k_E \quad (7.8)$$

$$T_{V100\%} \quad (7.9)$$

Případ zatížení – 2

Znění předpisu:

„CS-VLA 361 (a) (2) – The limit engine torque as specified in CS-VLA 361 (b) acting simultaneously with the limit loads from flight condition A of CS-VLA 333 (d).“

Paragraf CS-VLA 361 (b) nařizuje pro výpočet kroutícího momentu použít maximální trvalý výkon a motorový faktor je stejný, jako u zatížení – 1.

$$F_{a2} = n_1 \cdot g \cdot m_m \quad (7.10)$$

$$M_{a2} = M_{KT} \cdot k_E \quad (7.11)$$

$$T_{V72\%} \quad (7.12)$$

Případ zatížení – 3

Znění předpisu:

„CS-VLA 363 (a) – The engine mount and its supporting structure must be designed for a limit load factor in a lateral direction, for the side load on the engine mount, of not less than 1.33. “

$$F_a = 1,33 \cdot g \cdot m_m \quad (7.13)$$

Případ zatížení – 4

Znění předpisu:

„CS-VLA 363 (b) – The side load prescribed in subparagraph (a) of this paragraph may be assumed to be independent of other flight conditions. “

Nezávislé stranové zatížení je dáno paragrafem CS-VLA 561 (b) (2).

$$F_{boční} = 1,5 \cdot g \cdot m_m \quad (7.14)$$

Případ zatížení – 5

Pro osamělé hmoty (piloti, zavazadla, motor, ...) na letounu musí být počítán maximální pozitivní násobek, který za letu může nastat. Právě k tomuto účelu slouží určení maximálních poryvových násobků při minimální vzletové hmotnosti.

$$F_{nahoru_po} = n_3 \cdot g \cdot m_m \quad (7.15)$$

$$T_{V100\%} \quad (7.16)$$

Případ zatížení – 6

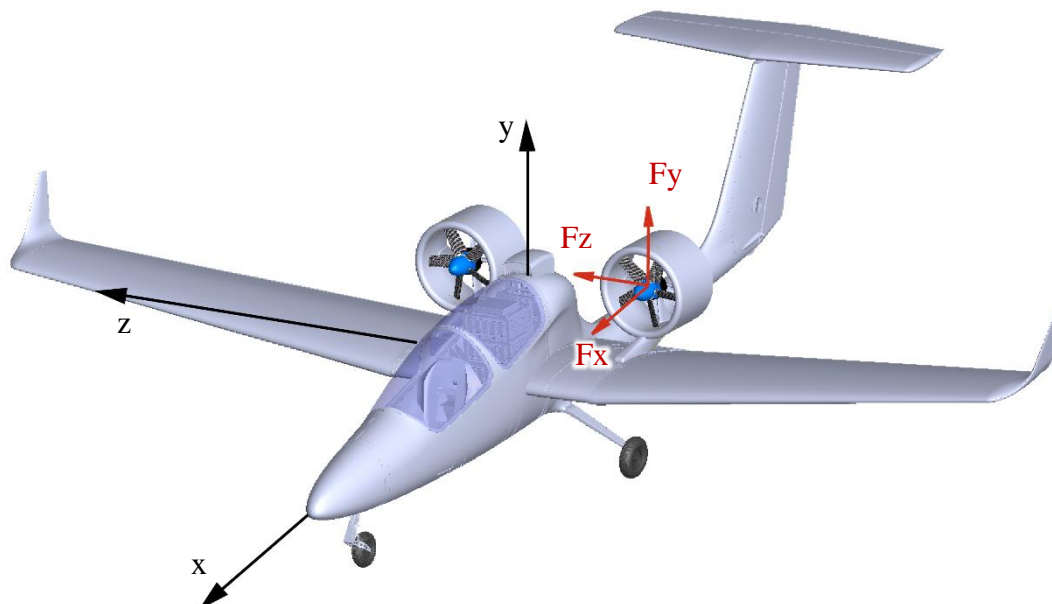
Pro osamělé hmoty (piloti, zavazadla, motor, ...) na letounu musí být počítán maximální negativní násobek, který za letu může nastat.

$$F_{dolů_po} = n_4 \cdot g \cdot m_m \quad (7.17)$$

$$T_{V100\%} \quad (7.18)$$

7.1.3 VÝSLEDNÉ HODNOTY PRO ZATÍŽENÍ OD MOTORU

Výsledné hodnoty zatížení byly vloženy do tabulky 7.4 dle jednotlivých směrů, které jsou určeny souřadným systémem platným pro kapitolu 7. Souřadný systém je na obrázku 7.1. Osy znázorněné černě a červeně jsou rovnoběžné.



Obrázek 7.1 Souřadný systém pro kapitolu 7

Tabulka 7.4 Provozní zatížení motoru

Zatížení	1	2	3	4	5	6
F_x [N]	856	612	0	0	856	856
F_y [N]	-388	-518	0	0	-548	290
F_z [N]	0	0	172	194	0	0
M_x [Nm]	93	72	0	0	0	0

Čísla zvýrazněná červenou barvou vyjadřují maximální kladné zatížení, a naopak čísla vyznačená modře zobrazují maximální záporné zatížení.

7.2 STANOVENÍ REAKČNÍCH SIL V ZÁVĚSECH PRSTENCE

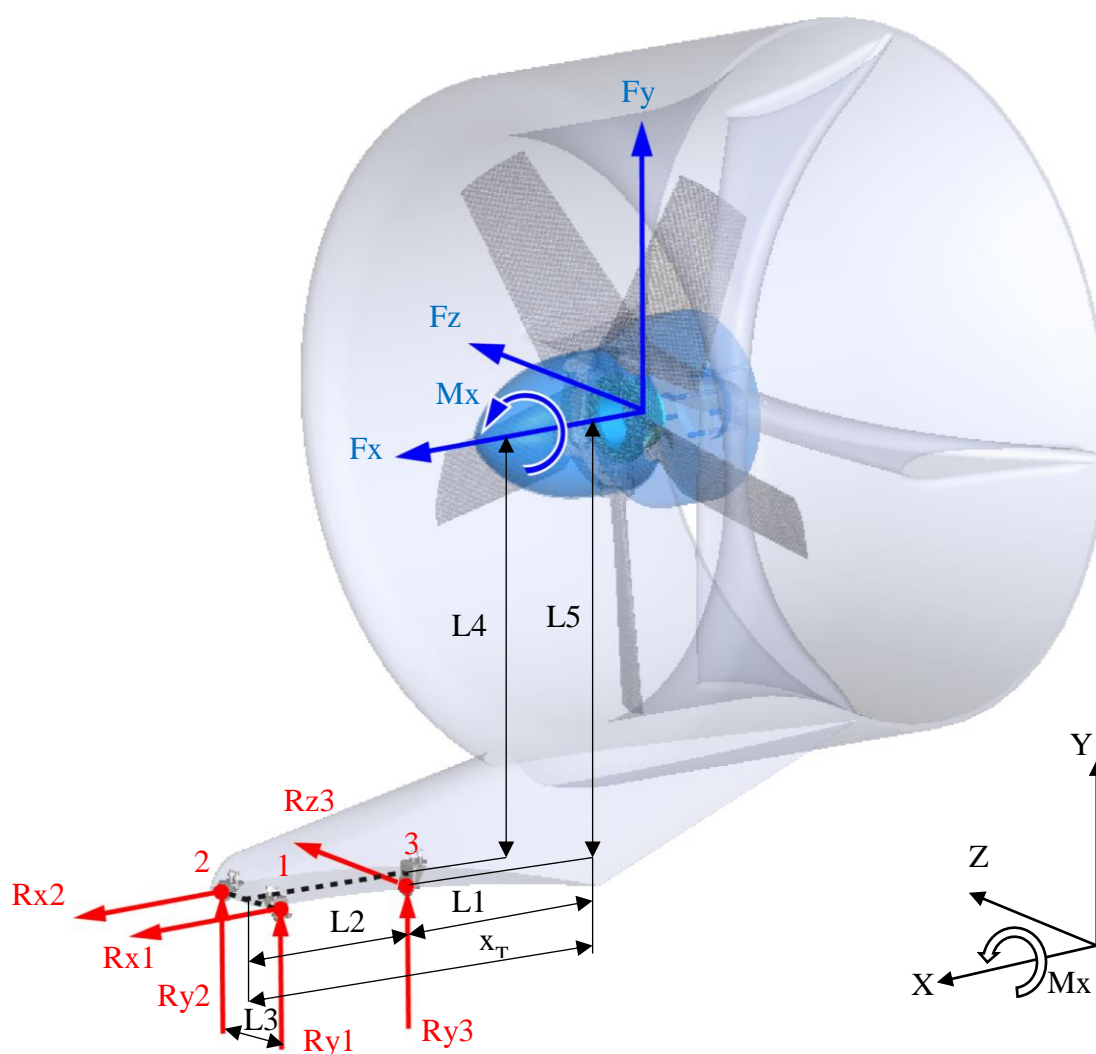
Souřadný systém, směry reakčních sil a rozměrové údaje jsou zobrazeny na obrázku 7.2. Přední závěsy byly označeny čísly 1, 2 a zadní závěs číslem 3.

Přenos sil v jednotlivých směrech

Přední závěsy 1 a 2 budou přenášet zatížení v rovině XY a zadní závěs 3 bude přenášet zatížení v rovině YZ.

Působíště sil

Síly stanovené předpisem mají působíště v těžišti pohonné jednotky.



Obrázek 7.2 Souřadný systém prstence

7.2.1 VSTUPNÍ HODNOTY PRO URČENÍ REAKČNÍCH SIL

Potřebné vstupní informace pro výpočet reakčních sil jsou uvedeny v tabulkách 7.4 a 7.5. Parametr f v tabulce 7.5 je součinitel bezpečnosti, který byl použit pro přepočet provozního zatížení na početní.

Tabulka 7.5 Rozměry

Rozměr	Hodnota	Jednotky
x_T	0,6305	m
$L1$	0,4055	m
$L2$	0,225	m
$L3$	0,0932	m
$L4$	0,4925	m
$L5$	0,507	m
f	1,5	-

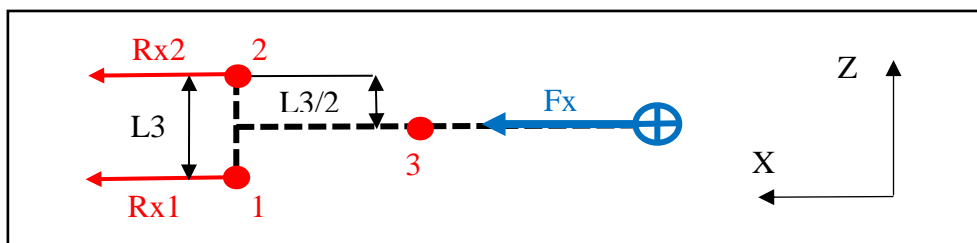
7.2.2 VÝPOČET REAKČNÍCH SIL

Reakční síly byly stanoveny následujícím postupem.

1. Určení vstupních parametrů vektorem $\{F\} = \{F_x, F_y, F_z, M_x\}$
2. Stanovení neznámých parametrů vektorem $\{R\} = \{R_{x1}, R_{x2}, R_{y1}, R_{y2}, R_{y3}, R_z\}$
3. Sestavení matice pro zatížení $[Z]$
4. Výpočet reakčních sil provozní zatížení $\{R\} = [Z] \cdot \{F\}$
5. Výpočet reakčních sil početní zatížení $\{R\}_p = \{R\} \cdot f$

Určení reakčních sil od síly F_x

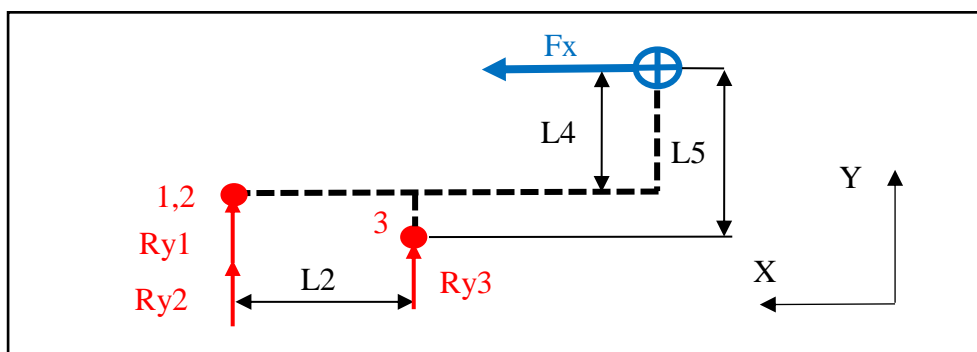
Síla F_x je přenášena předními závěsy 1 a 2 viz obrázek 7.3.



Obrázek 7.3 Schéma 1 rovina XZ

$$R_{x1} = R_{x2} = \frac{-F_x}{2} \quad (7.19)$$

Moment, který vzniká působením síly F_x je přenesen přes přední i zadní závěsy, obrázek 7.4.



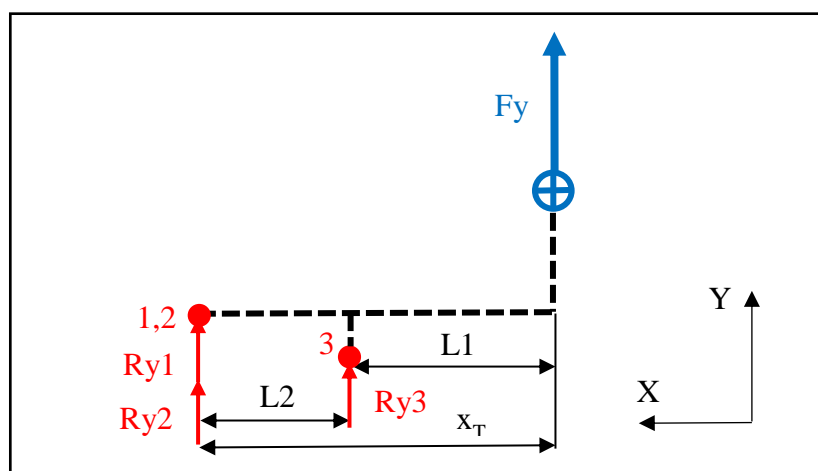
Obrázek 7.4 Schéma 2 rovina XY

$$Ry1 = Ry2 = \frac{Fx \cdot L5}{2 \cdot L2} \quad (7.20)$$

$$Ry3 = \frac{-Fx \cdot L4}{L2} \quad (7.21)$$

Určení reakčních sil od síly F_y

Síla F_y je přenášena přes přední i zadní závěsy 1, 2 a 3 viz obrázek 7.5.



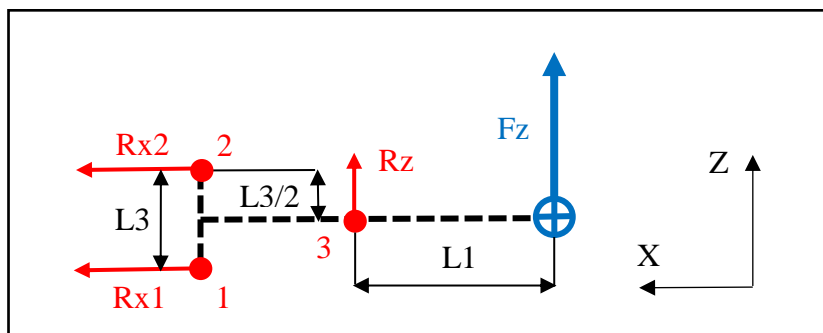
Obrázek 7.5 Schéma 3 rovina XY

$$Ry1 = Ry2 = \frac{Fy \cdot L1}{2 \cdot L2} \quad (7.22)$$

$$Ry3 = \frac{-Fy \cdot x_T}{L2} \quad (7.23)$$

Určení reakčních sil od síly F_z

Celou sílu F_z přenáší zadní závěs 3 a moment přenáší dvojice předních závěsů 1 a 2.

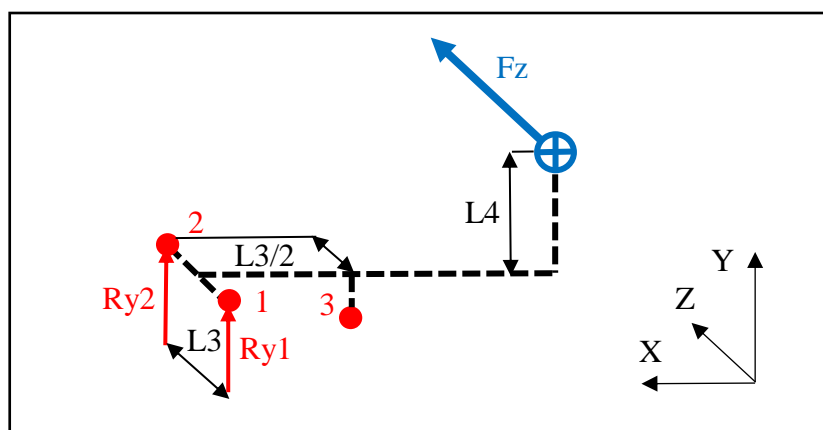


Obrázek 7.6 Schéma 4 rovina XZ

$$R_{x1} = \frac{F_z \cdot L1}{L3} \quad (7.24)$$

$$R_{x2} = \frac{-F_z \cdot L1}{L3} \quad (7.25)$$

$$R_z = -F_z \quad (7.26)$$



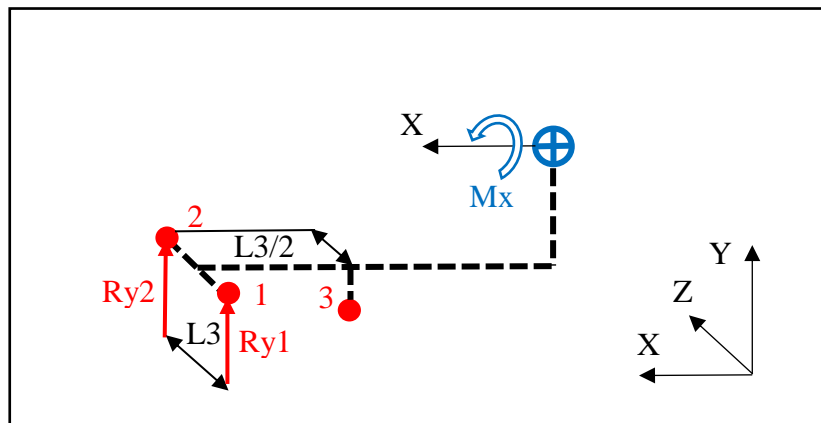
Obrázek 7.7 Schéma 5 rovina XZ

$$R_{y1} = \frac{-F_z \cdot L4}{L3} \quad (7.27)$$

$$R_{y2} = \frac{F_z \cdot L4}{L3} \quad (7.28)$$

Určení reakčních sil od momentu M_x

Moment M_x je přenesen přes přední závěsy 1 a 2.



Obrázek 7.8 Schéma 6 rovina XZ

$$R_{y1} = \frac{-M_x}{L_3} \quad (7.29)$$

$$R_{y2} = \frac{M_x}{L_3} \quad (7.30)$$

Sestavení matice zatížení z výše uvedených rovnic.

$$[Z] = \begin{pmatrix} -\frac{1}{2} & 0 & \frac{L_1}{L_3} & 0 \\ -\frac{1}{2} & 0 & -\frac{L_1}{L_3} & 0 \\ \frac{L_5}{2 \cdot L_2} & \frac{L_1}{2 \cdot L_2} & -\frac{L_4}{L_3} & -\frac{1}{L_3} \\ \frac{L_5}{2 \cdot L_2} & \frac{L_1}{2 \cdot L_2} & \frac{L_4}{L_3} & \frac{1}{L_3} \\ -\frac{L_4}{L_2} & -\frac{x_T}{L_2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 \end{pmatrix} \quad (7.31)$$

Výpočet vektoru reakčních sil provozní zatížení.

$$\begin{Bmatrix} R_{x1} \\ R_{x2} \\ R_{y1} \\ R_{y2} \\ R_{y3} \\ R_z \end{Bmatrix} = \begin{pmatrix} -\frac{1}{2} & 0 & \frac{L_1}{L_3} & 0 \\ -\frac{1}{2} & 0 & -\frac{L_1}{L_3} & 0 \\ \frac{L_5}{2 \cdot L_2} & \frac{L_1}{2 \cdot L_2} & -\frac{L_4}{L_3} & -\frac{1}{L_3} \\ \frac{L_5}{2 \cdot L_2} & \frac{L_1}{2 \cdot L_2} & \frac{L_4}{L_3} & \frac{1}{L_3} \\ -\frac{L_4}{L_2} & -\frac{x_T}{L_2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \\ M_x \\ R_{y3} \\ R_z \end{Bmatrix} \quad (7.32)$$

Výpočet vektoru reakčních sil početní zatížení.

$$\begin{Bmatrix} Rx1 \\ Rx2 \\ Ry1 \\ Ry2 \\ Ry3 \\ Rz \end{Bmatrix}_p = \begin{Bmatrix} Rx1 \\ Rx2 \\ Ry1 \\ Ry2 \\ Ry3 \\ Rz \end{Bmatrix} \cdot 1,5 \quad (7.33)$$

7.2.3 VÝSLEDNÉ HODNOTY REAKČNÍCH SIL

Reakční síly pro provozní zatížení jsou uvedeny v tabulce 7.5 a pro početní zatížení v tabulce 7.6. Tabulka 7.7 uvádí výsledné početní síly a úhly pod kterými působí.

Tabulka 7.6 Složky reakční síly pro provozní zatížení

Závěs	Zatížení	1	2	3	4	5	6
1	Rx1 [N]	-428	-306	749	845	-428	-428
	Ry1 [N]	-382	-553	-910	-1026	470	1225
2	Rx2 [N]	-428	-306	-749	-845	-428	-428
	Ry2 [N]	1611	999	910	1026	470	1225
3	Ry3 [N]	-785	111	0	0	-337	-2685
	Rz [N]	0	0	-172	-194	0	0

Tabulka 7.7 Složky reakční síly pro početní zatížení

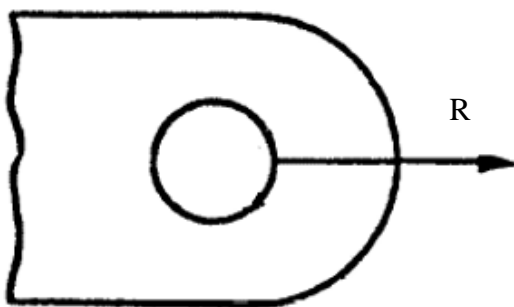
Závěs	Zatížení	1	2	3	4	5	6
1	Rx1 _p [N]	-642	-459	1124	845	-642	-642
	Ry1 _p [N]	-573	-830	-1365	-1026	705	1838
2	Rx2 _p [N]	-642	-459	-1124	-845	-642	-642
	Ry2 _p [N]	2416	1499	1365	1026	705	1838
3	Ry3 _p [N]	-1178	167	0	0	-505	-4028
	Rz _p [N]	0	0	-258	-194	0	0

Tabulka 7.8 Reakční síly pro početní zatížení

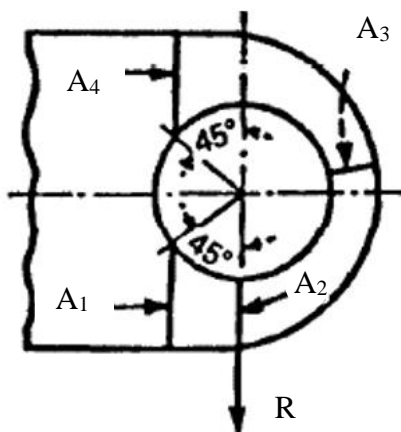
Závěs	Zatížení	1	2	3	4	5	6
1	R1 _p [N]	860	949	1768	1329	954	1947
	α1 [°]	48,3	28,9	39,5	39,5	42,3	19,3
2	R2 _p [N]	2500	1568	1768	1329	954	1947
	α2 [°]	14,9	17,0	39,5	39,5	42,3	19,3
3	R3 _p [N]	1178	167	258	194	505	4028
	α3 [°]	0,0	0,0	90,0	90,0	0,0	0,0

7.3 ÚNOSNOST ZÁVĚSŮ [3]

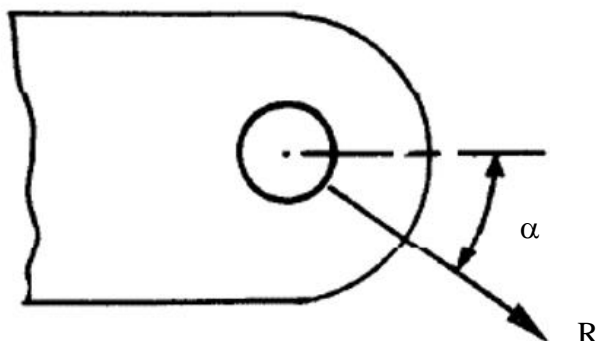
Závěsy byly navrženy, jako oka. Typ výpočtové metody pro určení únosnosti oka byl zvolen na základě směru zatěžující síly. Směry zatěžujících sil pro jednotlivé metody jsou zobrazeny na obrázku 7.9, 7.10 a 7.11.



Obrázek 7.9 Metoda I



Obrázek 7.10 Metoda II



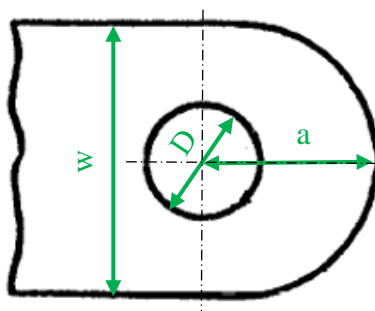
Obrázek 7.11 Metoda III

7.3.1 VSTUPNÍ HODNOTY PRO URČENÍ ÚNOSNOSTI

Zatížení zvýrazněné červeně v tabulce 7.7 a 7.8 bylo použito pro výpočet únosnosti závěsů. Rozměry všech navržených ok jsou jednotné viz tabulka 7.9. Poloha ploch 1, 2, 3, 4 jsou dány obrázkem 7.10, zbylé rozměry jsou zobrazeny na obrázku 7.12. Závěsy budou vyrobeny z oceli AISI 4130.

Tabulka 7.9 Rozměry oka

Název	Označení	Hodnota	Jednotka
Průměr čepu	D	6	mm
Tloušťka oka	t	2	mm
Vzdálenost k ose	a	10	mm
Šířka oka	w	20	mm
Plocha 1	A ₁	15,76	mm ²
Plocha 2	A ₂	14	mm ²
Plocha 3	A ₃	14	mm ²
Plocha 4	A ₄	15,76	mm ²
Mez pevnosti v tahu	R _m	1100	MPa
Mez kluzu v tahu	R _{p0,2}	900	MPa



Obrázek 7.12 Rozměry oka

7.3.2 VÝPOČET ÚNOSNOSTI

Síla značená R v následujícím výpočtu je síla z tabulky 7.7 a 7.8 pro dané zatížení.

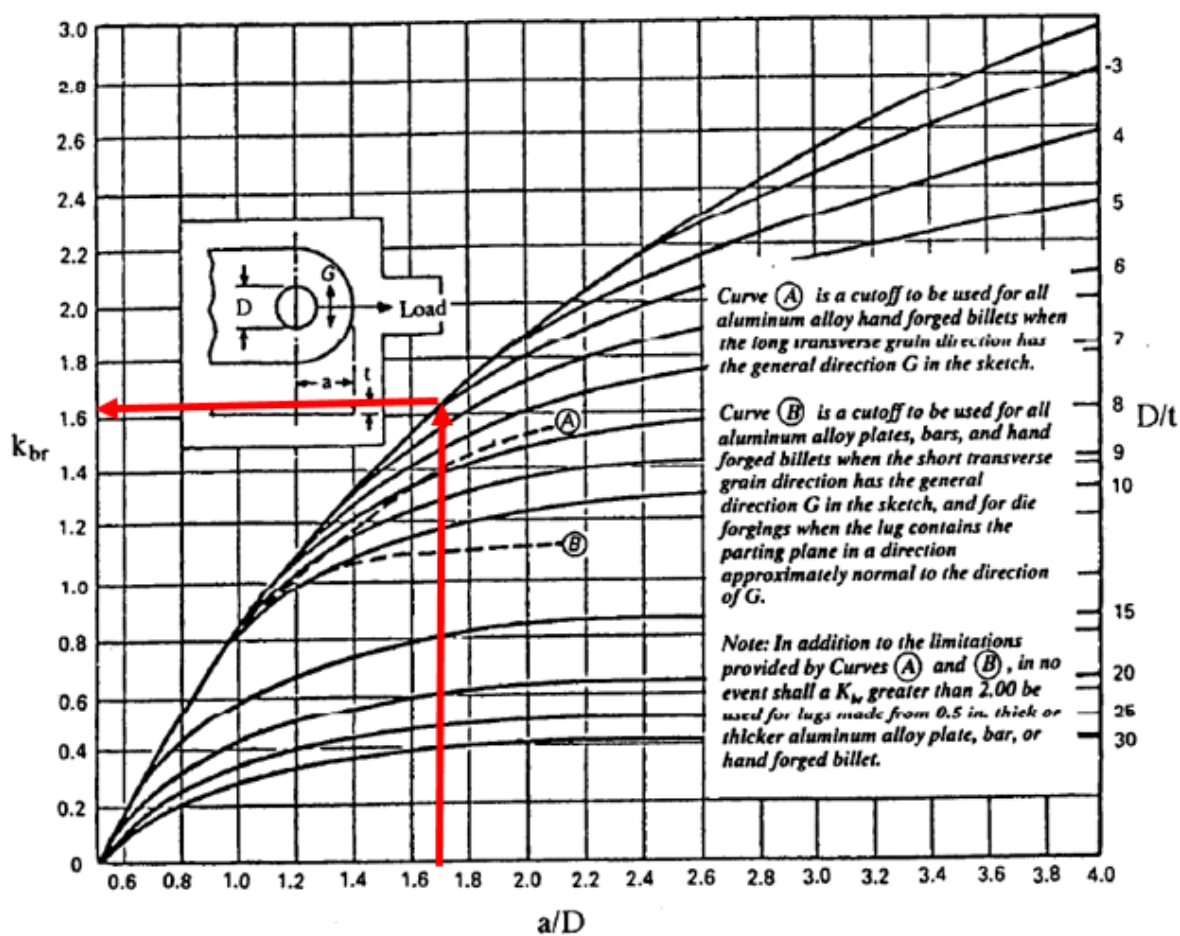
Metoda I

a) Smykové porušení oka – uvažuje vytržení čepu z oka ve směru působící síly.

Promítnutá plocha

$$S_{br} = D \cdot t \quad (7.34)$$

Smykový faktor byl odečten z grafu 7.1 a pro navrhované oko dosahoval hodnoty 1,61.



Graf 7.1 Smykový faktor

Kritická síla pro smykové porušení

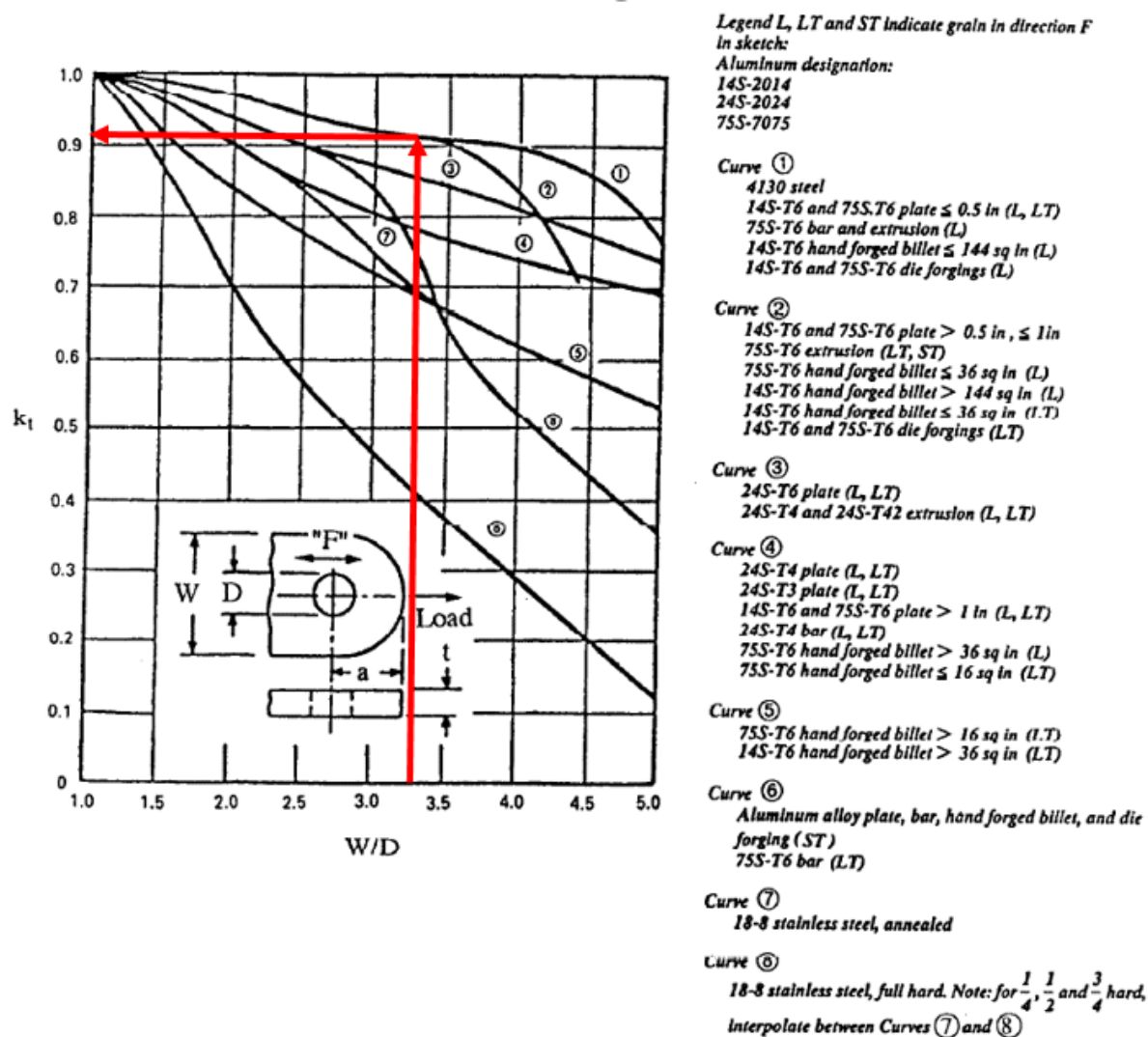
$$P_{bru} = k_{br} \cdot S_{br} \cdot R_m \quad (7.35)$$

b) Porušení přetržením oka – uvažuje přetržení oka v místě čepu kolmo na působící sílu.

Minimální plocha průřezu v sekci přetržení

$$S_t = (w - D) \cdot t \quad (7.36)$$

Napěťový faktor byl odečten z grafu 7.2 a pro navrhované oko dosahoval hodnoty 0,91.



Graf 7.2 Napěťový faktor

Kritická síla pro porušení přetržením

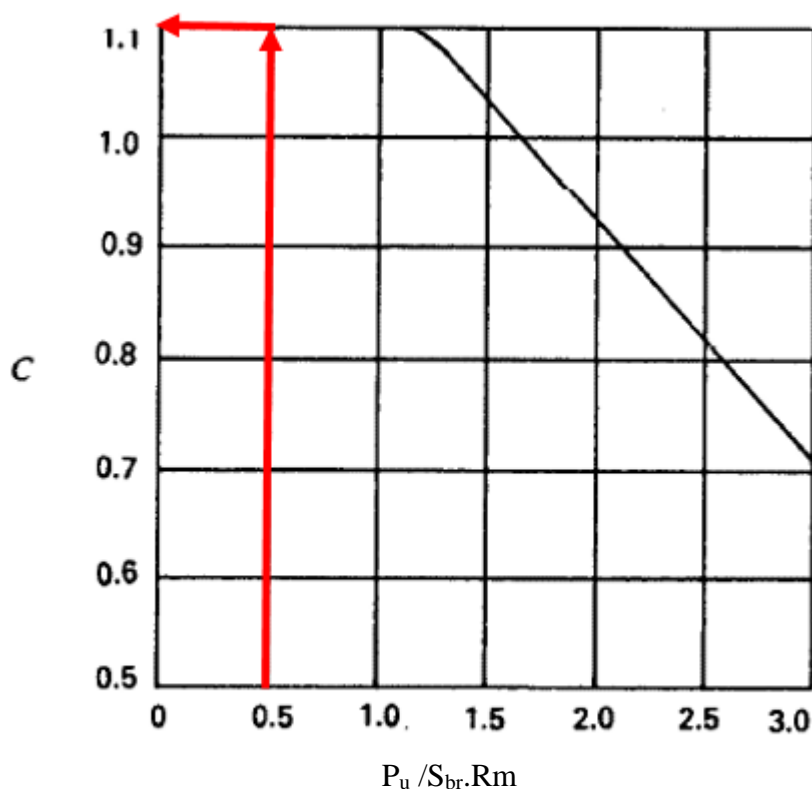
$$P_{tu} = k_t \cdot S_t \cdot R_m \quad (7.37)$$

c) Porušení oka kluzem – uvažuje přetržení oka v místě čepu kolmo na působící sílu.

Maximální kritická síla

$$P_u = \min(P_{bru}, P_{tu}) \quad (7.38)$$

Faktor kluzu byl odečten z grafu 7.3 a pro navrhované oko dosahoval hodnoty 1,1.



Graf 7.3 Faktor kluzu

Kritická síla pro porušení kluzem

$$P_y = C \cdot \left(\frac{Rp_{0,2}}{Rm} \right) \cdot P_u \quad (7.39)$$

Součinitel rezervy

$$\text{Metoda I} \quad MS - a) = \frac{P_{bru}}{R} \quad (7.40)$$

$$\text{Metoda I} \quad MS - b) = \frac{P_{tu}}{R} \quad (7.41)$$

$$\text{Metoda I} \quad MS - c) = \frac{P_y}{R} \quad (7.42)$$

Metoda II

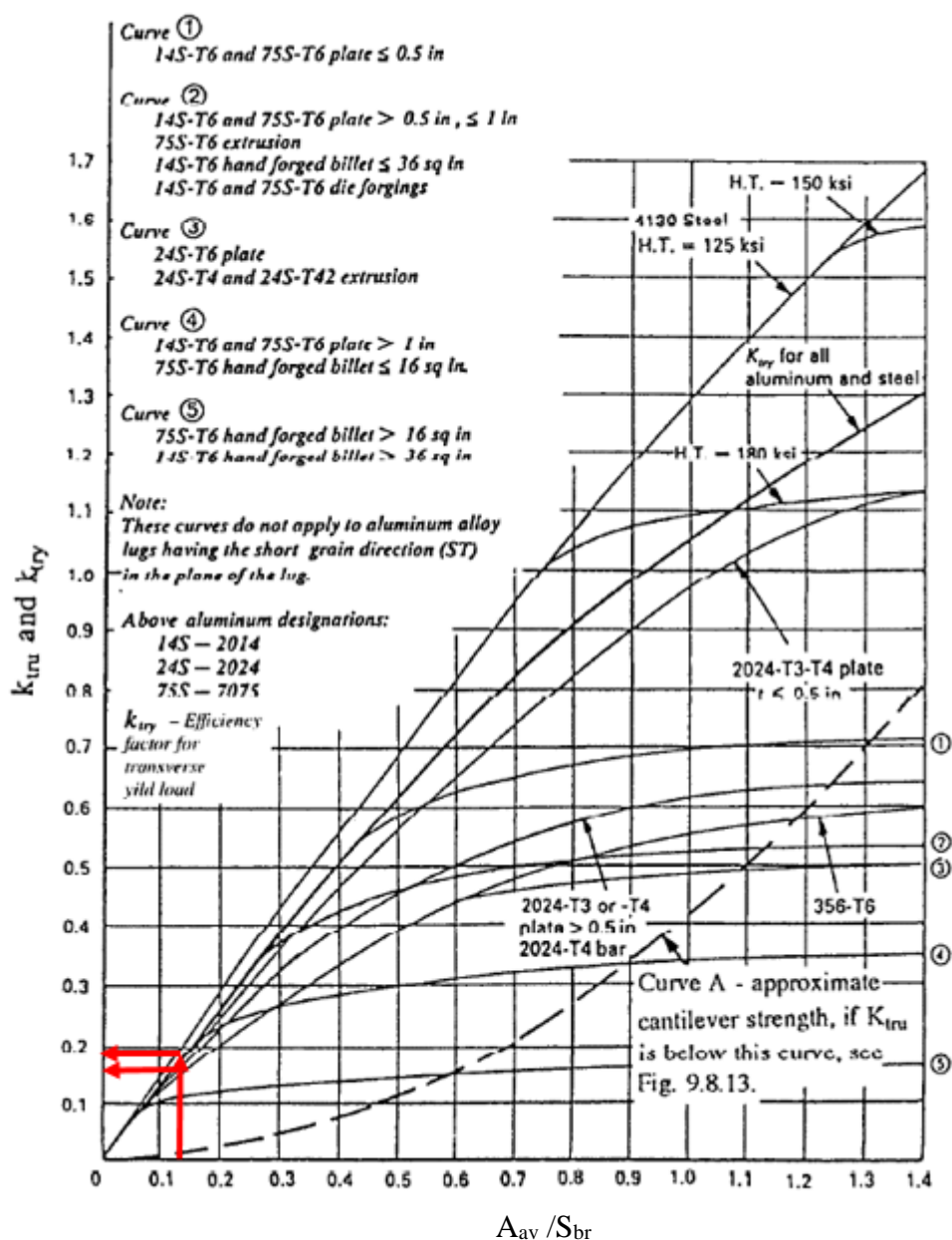
Rozměry oka – polohy průřezů jsou znázorněny na obrázku 7.10.

Plocha průřezů

$$A_{av} = \frac{6}{\frac{3}{A_1} + \frac{1}{A_2} + \frac{1}{A_3} + \frac{1}{A_4}} \quad (7.43)$$

a) Přetržení oka vlivem příčné síly

Faktor pro příčné zatížení byl odečten z grafu 7.4 a pro navrhované oko dosahoval hodnoty 0,16.



Graf 7.4 Faktor pro příčné zatížení

Kritická síla pro přetržení oka vlivem působící síly

$$P_{tru} = k_{tru} \cdot S_{br} \cdot Rm \quad (7.44)$$

b) Porušení oka kluzem vlivem působící síly

Faktor pro příčné zatížení kluzem byl odečten z grafu 6.10 a pro navrhované oko dosahoval hodnoty 0,19.

Kritická síla pro porušení oka kluzem vlivem působící síly

$$P_{yII} = k_{try} \cdot S_{br} \cdot Rp_{0,2} \quad (7.45)$$

Součinitel rezervy

$$\text{Metoda II} \quad MS - a) = \frac{P_{tru}}{R} \quad (7.46)$$

$$\text{Metoda II} \quad MS - b) = \frac{P_{yII}}{R} \quad (7.47)$$

Metoda III

Vychází z kritických sil vypočtených pro dané rozměry oka pomocí předešlých metod.

a) Porušení přetržením

Podélná složka

$$R_{a,u} = \frac{R \cdot \cos \alpha}{\min(P_{bru}, P_{tu})} \quad (7.48)$$

Příčná složka

$$R_{tr,u} = \frac{R \cdot \sin \alpha}{P_{tru}} \quad (7.49)$$

b) Porušení kluzem

Podélná složka

$$R_{a,y} = \frac{\frac{R}{1,5} \cdot \cos \alpha}{P_y} \quad (7.50)$$

Příčná složka

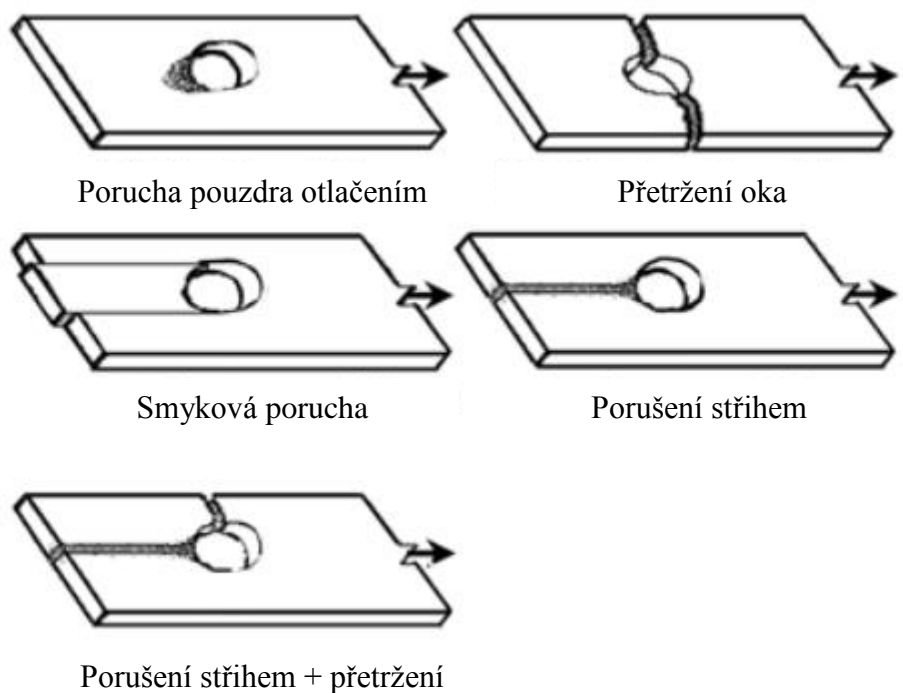
$$R_{tr,y} = \frac{\frac{R}{1,5} \cdot \sin \alpha}{P_{yII}} \quad (7.51)$$

Součinitel rezervy

$$\text{Metoda III} \quad MS - a) = \frac{1}{(R_{a,u}^{1,6} + R_{tr,u}^{1,6})^{0,625}} - 1 \quad (7.52)$$

$$\text{Metoda III} \quad MS - b) = \frac{1}{(R_{a,y}^{1,6} + R_{tr,y}^{1,6})^{0,625}} - 1 \quad (7.53)$$

Typy poruch, které mohou nastat pro různá zatížení jsou zobrazeny na obrázku 7.13.



Obrázek 7.13 Poruchy oka

7.3.3 VÝSLEDNÉ HODNOTY ÚNOSNOSTI

Určení únosnosti závěsu 1 bylo určeno dle metody III. Únosnost závěsu 3 byla určena dle metody I a II v závislosti na směru zatížení. Únosnosti závěsu pro jednotlivé případy jsou uvedeny v tabulce 7.10 a 7.11.

Tabulka 7.10 Únosnosti pro závěs 1

Zatížení		1	2	3	4
MS – a)	[-]	7,2	6,2	2,9	4,2
MS – b)	[-]	11,2	9,1	4,6	6,5
Metoda		III	III	III	III

Tabulka 7.11 Únosnosti pro závěs 3

Zatížení		1	3	4	5	6
MS – a)	[-]	18	8,2	10,9	42,1	5,3
MS – b)	[-]	5,9	8	10,6	13,9	1,7
MS – c)	[-]	5,4	---	---	12,5	1,6
Metoda		I	II	II	I	I

Nejnižší hodnota součinitele rezervy 1,6 byla vypočtena pro zadní závěs 3 a případ zatížení 6. Pro závěs 1 bylo dosaženo vyšších hodnot součinitele rezervy a bylo by možné navrhnout jiné rozměry pro přední závěsy zejména z pohledu tloušťky plechu.

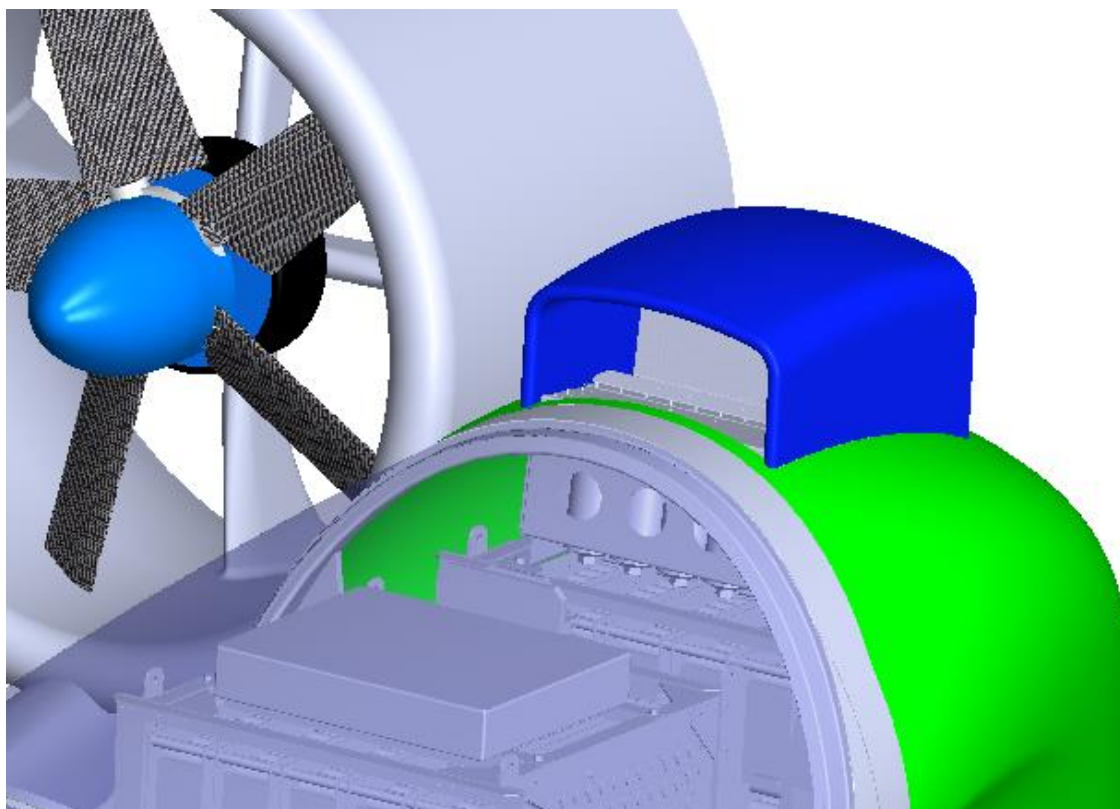
Závěsy budou vyrobeny z materiálu AISI 4130, který je dostupný v tloušťkách 1,2 mm a 2 mm. Z důvodu sjednocení výroby závěsů byla zvolena jednotná tloušťka plechu 2 mm pro zadní i přední závěsy. Rozměry závěsů jsou uvedeny v příloze A.1 a spoj prstence s křídlem je obsahem přílohy A.2.

8 DESIGN ZAKONČENÍ TRUPU

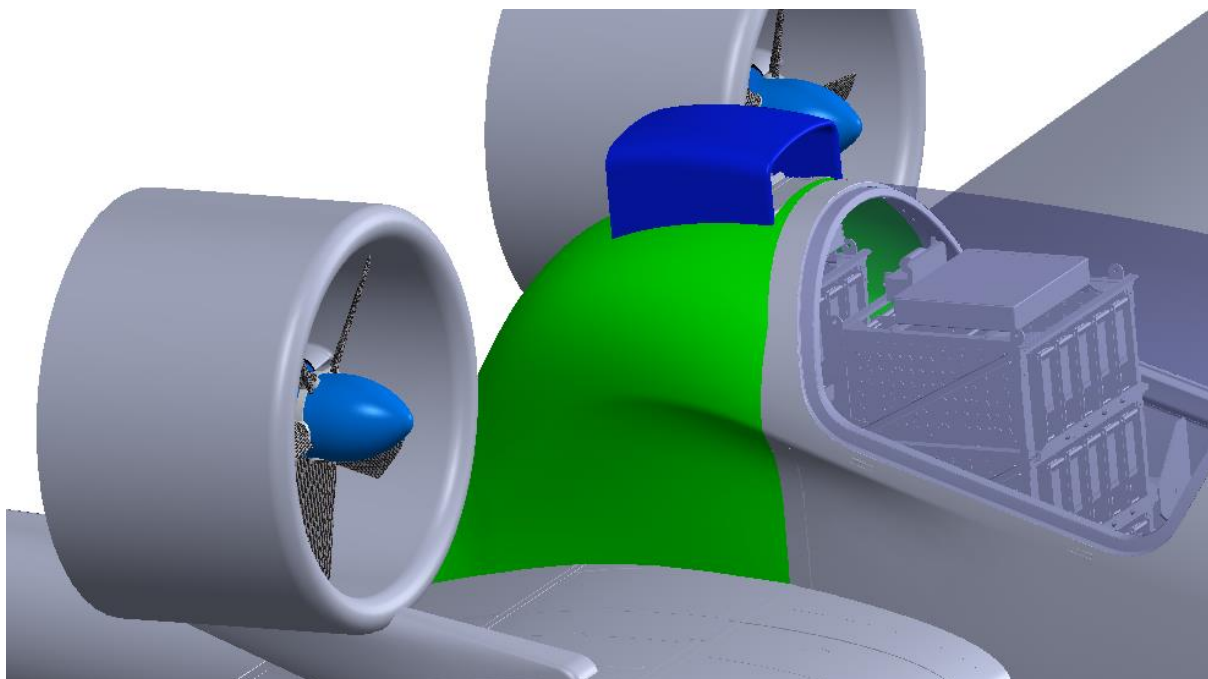
Původní koncepce letounu VUT 051 RAY byla vybavena tlačnou pohonnou jednotkou ve střední části trupu. Přestavovaná dvoumotorová koncepce letounu umožnila snížení motorového krytu a tím zlepšení aerodynamické čistoty letounu. Původní umístění motoru a tvar motorového krytu zapříčinil vznik vírů vzduchu podél krytu před vrtulí a tím snižoval její účinnost.

Základním požadavkem na návrh krytu bylo udržet jeho rozměry co nejmenší. Proto je kryt navržen tak, aby procházel v těsné blízkosti kolem baterií. Byly zrušeny původní boční otvory pro chlazení baterií, které jsou zobrazeny na obrázku 1.1 a byl ponechán chladič v horní části baterií, který by měl teplo z baterií odvádět mimo vnitřní prostor.

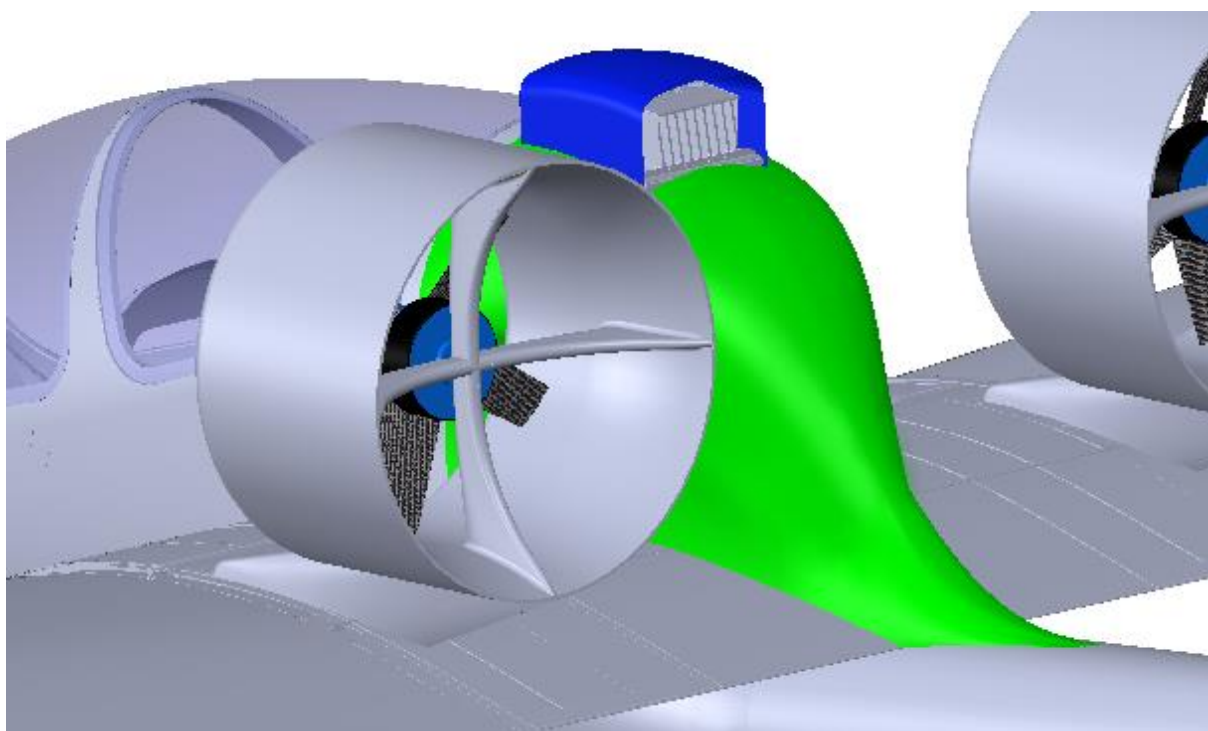
Kolem chladiče byl navržen samostatný chladicí kanál viz obrázek 8.1, kterým bude procházet studený vzduch, který se nebude ohřívat průchodem skrz vnitřní prostor krytu baterií. Tím by mělo docházet k vyšší efektivitě chlazení baterií. Nový tvar krytu je uveden na obrázku 8.2 a 8.3. Celý kryt bude k trupu připevněn rychloupínacími šrouby.



Obrázek 8.1 Chladicí kanál



Obrázek 8.2 Nový kryt baterií z boku



Obrázek 8.3 Nový kryt baterií zezadu

9 NÁKLADY NA PŘESTAVBU

Náklady na přestavbu letounu VUT 051 RAY-DUO z původního letounu VUT 051 RAY byly rozděleny do čtyř hlavních kategorií:

- Nakupované komponenty a materiál
- Výroba nových komponent letounu
- Inženýrské práce
- Zkoušky

Nakupované komponenty a materiál

Do této části nákladů jsou zařazeny následující položky uvedeny níže.

- 2x elektromotor s označením REX 50
- 2x vrtule
- Spojovací materiál pro přestavbu
- Tkanina (sklo, uhlík)
- Epoxidová pryskyřice + tužidlo
- Pěna pro jádro sendviče prstence
- Tmel, barva, brusivo
- Elektrická kabeláž + elektrické komponenty
- Materiál pro výrobu forem

Výroba nových komponent letounu

Cena za dílenskou práci byla stanovena na hodnotu 600 Kč/h. Rozdělení výroby dle jednotlivých fází přestavby:

- Frézování modelů
- Výroba forem
- Výroba laminátových komponent
- Výroba kovových komponent
- Montáž

Inženýrské práce

Inženýrské práce budou navazovat na diplomovou práci, jejíž cíl byl vyřešit klíčové prvky přestavby. Cena za inženýrské práce byla stanovena na hodnotu 1000 Kč/h.

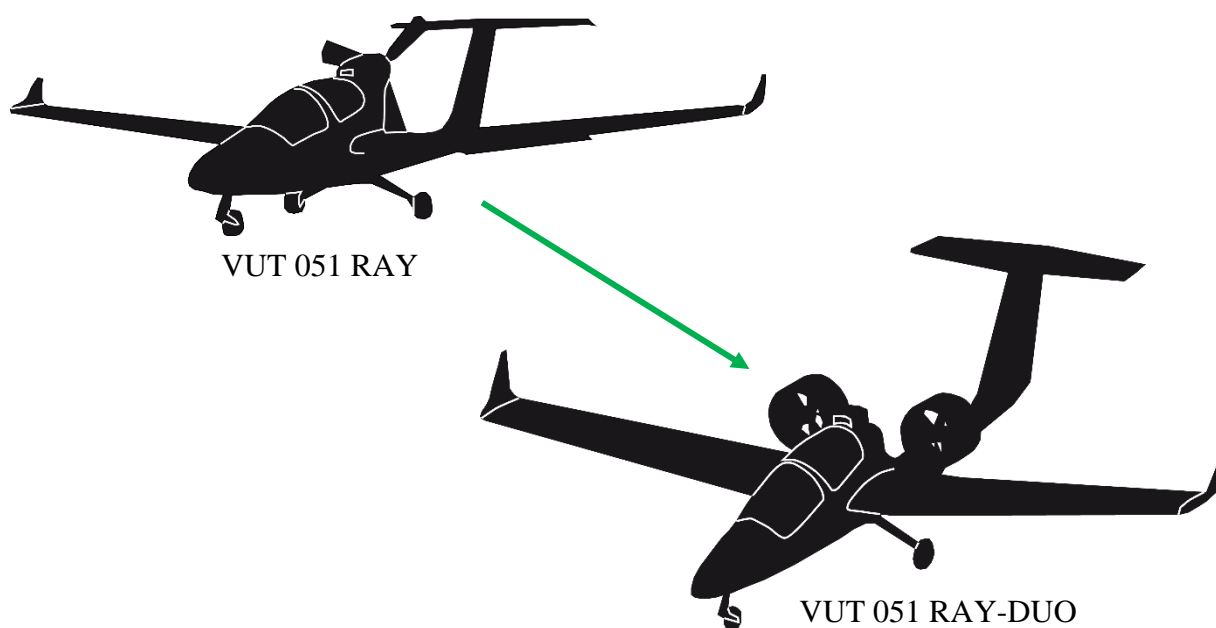
- Detailní návrh skladeb laminátových komponent
- Tvorbu výkresové, výrobní a technologické dokumentace
- Tvorbu certifikační dokumentace (Experimental – povolení pro vzlet)
- Příprava dokumentace pro pozemní zátěžové zkoušky
- Příprava dokumentace pro letové zkoušky
- Vyhodnocení letových zkoušek

Zkoušky

Z důvodu výrazné změny, za kterou změna pohonné jednotky je považována je nutné provést následující zkoušky.

- Kontrola rozsahu polohy těžiště
- Statické zátěžové zkoušky pro uchycení pohonné jednotky
- Letové zkoušky v plném rozsahu

Odhad nákladů na přestavbu pro jednotlivé položky je uveden v tabulce 9.1.



Obrázek 9.1 Přestavba

Tabulka 9.1 Odhad nákladů

Položka	Cena	Hodiny
2x elektromotor	244000	
2x vrtule	40000	
Spojovací materiál	1000	
Tkanina	40000	
Epoxidová pryskyřice + tužidlo	24000	
Jádro	4000	
Tmel, barva, brusivo	6000	
Elektrická kabeláž + elektrické komponenty	4000	
Materiál pro výrobu forem	50000	
Frézování modelů	80000	
Výroba forem	180000	300
Výroba laminátových komponent	150000	250
Výroba kovových komponent	24000	40
Montáž	210000	350
Detailní návrh skladeb laminátových komponent	100000	100
Tvorbu výkresové, výrobní a technologické dokumentace	160000	160
Tvorbu certifikační dokumentace	300000	300
Příprava dokumentace pro pozemní zátěžové zkoušky	50000	50
Příprava dokumentace pro letové zkoušky	30000	30
Vyhodnocení letových zkoušek	16000	16
Kontrola rozsahu polohy těžiště	24000	
Statické zátěžové zkoušky pro uchycení pohonné jednotky	100000	
Letové zkoušky v plném rozsahu	100000	
Celková cena	1 937 000 Kč	

Ceny za nakupované a zadávané komponenty byly stanoveny na základě podkladů od výrobců. Pro ceny za inženýrskou a výrobní činnost, byl odhadnut časový fond hodin a na základě průměrné hodinové sazby byla stanovena výsledná cena.

10 DISKUSE

V následujícím textu budou diskutovány ty aspekty, které nejvíce ovlivňují návrh přestavby letounu. Bude rovněž posouzeno, zda použité výpočetní metody mohou být považovány za dostatečné z pohledu kategorie letounu a výsledných nákladů na přestavbu.

Výpočet výkonových a tahových křivek letounu VUT 051 RAY-DUO byl z části ovlivněn stanovením účinnosti vrtule v prstenci. Prstenec má na účinnost pozitivní vliv, ale nebyl do výpočtu zahrnut odpor prstence, který může být způsoben třením vzduchu o potah prstence a interferencí mezi potahem a profilovanými vzpěrami, na kterých je upevněn motor. Tento vliv může být přesně určen v aerodynamickém tunelu nebo zpřesněn analýzou CFD.

Pro určení dostatečných výchylek řídicích orgánů nebyl uvažován vliv aerodynamických účinků prstence. Tento vliv lze stanovit použitím simulace CFD, měřením v aerodynamickém tunelu, nebo letovými zkouškami.

Předpis CS-VLA/Amendment 1 nezmiňuje případ pro použití elektromotoru a jeho vliv na motorový faktor, který zavádí vibrace od motoru do zatížení. Z toho důvodu byl zvolen tento faktor pro turbínový motor z nadřazeného předpisu CS-23/Amendment 4, který se svými charakteristikami přibližuje elektromotoru.

Letoun VUT 051 RAY-DUO bude letoun spadající do kategorie CS-VLA, ale současná situace na trhu s bateriemi nabízí příležitost použití lehčího systému napájení obou elektromotorů. Z toho důvodu je nutné před zahájením přestavby zvážit alternativu použití lehčí napájecí sestavy baterií. Při výběru lehčích baterií by bylo možné snížení maximální vzletové hmotnosti na hranici 600 kg a zároveň zachování stejného užitečného zatížení letounu. Snížení m_{TOW} by umožnilo vstup do kategorie CS-LSA. Z pohledu dostupnosti nákupu a provozování tohoto typu letounu zákazníkem by bylo vhodnější volit kategorii letounu CS-LSA.

Z pohledu nákladů na přestavbu lze vyloučit měření v aerodynamickém tunelu. Z rentabilního hlediska pro letouny kategorií ULL, LSA a VLA lze maximálně uvažovat o využití CFD simulací pro získání přesnějších aerodynamických charakteristik jednotlivých částí letounu. Pevnost konstrukce je prokazována pozemními statickými zkouškami a letové vlastnosti a výkony jsou prokazovány letovými zkouškami.

Text uvedený výše potvrzuje, že v diplomové práci byly použity dostatečně přesné výpočetní metody pro návrh přestavby letounu VUT 051RAY-DUO.

11 ZÁVĚR

Diplomová práce se zabývala návrhem přestavby letounu VUT 051 RAY na dvoumotorovou variantu s názvem VUT 051 RAY-DUO. Hlavním cílem práce bylo zvýšení užitečného zatížení a zároveň odstranění nežádoucího interferenčního odporu, který vznikal mezi napojením křídla k trupu při větších úhlech náběhu, což mělo negativní dopad na účinnost vrtule.

Struktura práce byla rozdělena do osmi kapitol, které na sebe navazují. První část byla zaměřena na určení rozmezí výkonu motoru dle statistiky. Pro statistiku byly vybrány letouny, u kterých lze nalézt souvislost, nebo podobnost s VUT 051 RAY a VUT 051 RAY-DUO. Porovnávací parametry byly výkon elektromotoru vztažený na maximální vzletovou hmotnost a plošné zatížení letounu. Oba zmíněné parametry byly vykresleny v grafu 2.1 a 2.2 v závislosti na maximální vzletové hmotnosti. Rozmezí celkového výkonu na základě předchozích grafů bylo zvoleno mezi 53 až 60 kW.

Návrh pohonné jednotky v podobě vrtule v prstenci byl rozdělen do čtyř částí, kde první popisuje postup výběru motoru, druhá volbu vrtule, třetí základní návrh prstence a čtvrtá postup stanovení účinnosti vrtule v prstenci. Elektromotor pro nový letoun VUT 051 RAY-DUO byl volen zejména na základě funkčnosti, která lze ověřit pouze provozem. Dalším parametrem byl dostatečný výkon motoru. Na základě obou požadovaných parametrů byl zvolen elektromotor REX 50 dosahující maximálního výkonu 28 kW, zbylé parametry jsou uvedeny v tabulce 3.1. Vrtule v prstenci byla volena podle otáček a výkonu elektromotoru a počtu listů, který by pro vrtule v prstenci měl být vyšší než u klasických vrtulí. Vybraná vrtule je pětistá o průměru 660,4 mm a je vhodná pro 3600 ot/min při uhlu nastavení listů 40 °. Další parametry vrtule jsou obsahem tabulky 3.2, typ vrtule je zobrazen na obrázku 3.3 a výsledný tvar vybrané vrtule uvádí obrázek 3.4. Návrh prstence je popsán kapitolou 3.3 a jeho základní rozměry jsou zakótovány na obrázku 3.5. Tvar průřezu prstence byl rozdělen na tři základní části, kde první je tvořena rádiusem, střední je rovnoběžná s osou otáčení vrtule a zadní má vnitřní potah ve tvaru difuzoru. Průřez a tvar prstence je dán obrázkem 3.6 a 3.7. Z důvodu tvarové komplikovanosti prstence byl zvolen jako vhodný materiál kompozit složený z výztuže v podobě tkaniny a matrice v podobě epoxidové pryskyřice. Vhodná a ověřená technologie výroby pro takto komplexní tvar výrobku byla stanovena ruční laminace. Na obrázku 3.8 byla naznačena předpokládaná pevnostní struktura prstence. Na výrobu prstence bude použita základní čtyřdílná forma zobrazena na obrázku 3.9 a 3.11. Účinnost vrtule v prstenci pro základní návrh přestavby letounu, který je obsahem této práce, byla získána z odvození účinnosti vrtule, ke které byl přičten přírůstek daný grafem 3.1. Účinnosti pro jednotlivé výšky byly uvedeny v tabulce 3.5 a zároveň vykresleny v grafu 3.2.

Výpočtem letových výkonů byl ověřen dostatečný výkon vybraného motoru. Závislost využitelného a potřebného výkonu na rychlosti letu byla znázorněna pomocí grafu 4.3 a graf 4.4 zobrazuje závislost využitelného a potřebného tahu. Výkonové a tahové křivky byly vykresleny pro výšky 0, 1000, 2500, 5000, 7500 a 9000 m MSA. Maximální dosažitelné skutečné vzdušné rychlosti pro horizontální let byly uvedeny v tabulce 4.2 a pohybují se v rozmezí od 196 km/h do 205 km/h. Maximální dosažitelná rychlost stoupání v závislosti na rychlosti letu a výšce je vykreslena v grafu 4.5 a pro jednotlivé výšky je uvedena v tabulce 4.2. Maximální rychlost stoupání se pohybovala v rozmezí od 5,24 m/s do 3,91 m/s. Následující výkony v kapitole 4 byly stanoveny pouze pro výšku 0 m MSA a byly uvedeny v tabulce 4.3. Optimální klouzavost pro VUT 051 RAY-DUO v cestovní konfiguraci je znázorněna grafem 4.6 a pro rychlost letu 114 km/h dosahuje hodnoty 12,7. Z rychlostní poláry uvedené grafem 4.7 vyplynula minimální rychlost opadání 2,2 m/s, a to při rychlosti letu 86 km/h. Důležitou úlohou této kapitoly bylo určení délky vzletové a přistávací dráhy. Délky dráhy byly určeny pro travnaté letiště viz

obrázek 4.1. Délka dráhy pro přistání byla vypočtena pro případ selhání brzd. Graficky znázorňuje potřebné délky pro vzlet a přistání graf 4.12 a číselné hodnoty jsou uvedeny v tabulce 4.3.

Kapitola 4 ověřila dostatečnou výkonnost vybraného motoru. Důležité bylo umístit motor do správné pozice, aby byl zachován rozsah centrází v rozmezí od 17 % c_{SAT} do 25 % c_{SAT} . Přehled pozic a hmotností jednotlivých částí letounu je uveden v tabulce 5.3. V centrážním diagramu, viz graf 5.1, byly vykresleny polohy pilotů vážících 75 kg a 100 kg s užitečným zatížením, které se pohybovalo od 0 do 40 kg zelenou barvou. Původní centráže pro letoun VUT 051 RAY byly znázorněny modře. Nový letoun VUT 051 RAY-DUO dosahuje nižší prázdné hmotnosti vůči stávajícímu VUT 051 RAY a z toho důvodu bude umožňovat let i těžších pilotů včetně měřicího zařízení.

Pro dvumotorový letoun muselo být ověřeno, zda výchylky řídicích orgánů jsou dostatečné pro udržení směru letu při minimální rychlosti řiditelnosti. V grafu 6.1 je uvedena závislost využitelného tahu jednoho motoru pro výšku 0 m MSA, kde byla pro výpočet použita její červená část. Závislost potřebných výchylek řídicích orgánů a příčného sklonu letounu na rychlosti letu je vyklena v grafu 6.4. V rozmezí rychlostí 75 km/h až 149 km/h byl ověřen dostatečný rozsah všech výchylek a příčný sklon letounu nepřekročil hodnotu 2,5 °.

Uchycení nové pohonné jednotky využívající elektromotor bylo navrženo dle zatížení vyplývajícího z předpisů CS-VLA/Amendment 1 a CS-23/Amendment 4. Zatížení dle souřadného systému, který uvádí obrázek 7.1, je obsahem tabulky 7.4. Reakční síly v závěsech pro početní zatížení jsou uvedeny v tabulce 7.7 a 7.8. Závěsy budou realizovány ve tvaru ok viz příloha A.1 a mezní součinitele pro tento navržený tvar ok jsou dány v tabulce 7.10 a 7.11.

Odstraněním původní pohonné jednotky vznikl prostor pro návrh nového zadního krytu. Kryt byl rozdělen na dvě hlavní části, a to na chladicí kanál a hlavní kryt. Oddělený chladicí kanál by měl mít pozitivní důsledek na efektivitu chlazení baterií. Proudící vzduch do kanálu je pouze ohříván tělem chladiče a nemísí se s horkým vzduchem od baterií, jako ve výchozí variantě letounu. Nový kryt je zobrazen na obrázku 8.1, 8.2 a 8.3.

Závěrečnou částí diplomové práce bylo stanovit rozpočet pro realizaci přestavby. Ceny komponent byly stanoveny na základě informací od výrobců a cena za inženýrskou a výrobní činnost byla určena na základě hodinové sazby. Inženýrská hodina byla nastavena na hodnotu 1000 Kč/h a výrobní hodina 600 Kč/h dle průměrné sazby na českém trhu. Ceny za jednotlivé položky celého projektu přestavby jsou obsahem tabulky 9.1. Výsledné náklady na přestavbu byly odhadnuty na 1 937 000 Kč.

SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

- [1] WEBER, Johanna. *Aerodinamika aviacionnych dvigatelej*. Moskva: Izdatinlit, 1956.
- [2] *Airbus* [online]. [cit. 2018-04-18]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Airbus_E-Fan
- [3] NIU, Michael Chun-Yung. *Aireframe stress analysis and sizing*. 2 nd ed. Hong Kong: Hong Kong Conmilit Press, 1997. ISBN 96-271-2808-2.
- [4] *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes: CS-23*. In: . Brusel, 2015, číslo 4.
- [5] *Certification Specifications for Very Light Aeroplanes: CS-VLA*. In: . Brusel, 2009, číslo 1.
- [6] *Crossover* [online]. [cit. 2018-04-18]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/EuroSport_Crossover
- [7] *E-FAN* [online]. [cit. 2018-04-18]. Dostupné z: https://technet.idnes.cz/foto.aspx?r=tec_technika&c=A150707_124917_tec_technika_vse&foto=VSE5c7876_Efan_a.jpg
- [8] *Electra Flyer-C* [online]. [cit. 2018-04-18]. Dostupné z: <http://www.electraflyer.com/electraflyerc.php>
- [9] *ElectraFlyer-ULS* [online]. [cit. 2018-04-18]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Electric_Aircraft_Corporation_ElectraFlyer-ULS
- [10] *EuroSport Crossover* [online]. [cit. 2018-04-18]. Dostupné z: <http://www.aeroexpo.online/prod/eurosportaircraft/product-171321-2002.html>
- [11] *Experimental electric aircraft* [online]. [cit. 2018-04-18]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Electric_Aircraft_Corporation_ElectraFlyer-C
- [12] *Failure modes* [online]. [cit. 2018-04-18]. Dostupné z: https://www.researchgate.net/figure/Failure-modes-of-bolted-connection-in-tension_fig1_281982203
- [13] *Hoverhawk* [online]. [cit. 2018-04-17]. Dostupné z: <http://www.hoverhawk.com/>
- [14] *Letová příručka pro letoun VUT 001*. Brno, 2010. Letová příručka. Vysoké učení technické.

- [15] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2009. ISBN 978-80-7204--659-1.
- [16] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2011. ISBN 978-80-7204-761-1.
- [17] REX 50 [online]. [cit. 2018-04-18]. Dostupné z: <http://www.mgm-compro.com/products/industrial-electric-motors>
- [18] ROTEX [online]. [cit. 2018-04-18]. Dostupné z: <http://www.roteselectric.eu/products/bldc-motors/rex-series/>
- [19] HORÁK, Marek. *Rozbor hmotností a centrází letounu VUT 051 RAY*. Brno, 2010. Technická zpráva. Vysoké učení technické.
- [20] Song electric [online]. [cit. 2018-04-18]. Dostupné z: <https://www.youtube.com/watch?v=UqJwAfasE8c>
- [21] MAREŠOVÁ, Eva. *Stabilita a říditelnost experimentálního letounu VUT 001 MARABU*. Brno, 2009. Diplomová práce. Vysoké učení technické.
- [22] PÍŠTĚK, Antonín. *Technická specifikace - zadání letounu VUT 051 RAY*. Brno, 2012. Technická zpráva. Vysoké učení technické.
- [23] FILAKOVSKÝ, K. a S. KLIMEČEK. *Universal propeller characteristics*.
- [24] *USAF stability and control datcom*. California, 1978. Report. Douglas Aircraft Division.
- [25] VUT 051 RAY [online]. [cit. 2018-04-17]. Dostupné z: <https://www.facebook.com/UEEE.FEEC.VUT.CZ/photos/a.1176097669177048.1073741838.1022837077836442/1411380678982078/?type=3&theater>
- [26] X-22a [online]. [cit. 2018-04-17]. Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/Bell_X-22#/media/File:X-22a_onground_bw.jpg

SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ A ZKRATEK

<i>Symbol</i>	<i>Rozměr</i>	<i>Veličina</i>
m_{TOW}	[kg]	Maximální vzletová hmotnost
V	[m/s]	Rychlost nerozrušeného proudu vzduchu
V_0	[m/s]	Rychlost v místě vrtulového disku
V_S	[m/s]	Rychlost na výstupu za vrtulí
p_0	[Pa]	Tlak vzduchu v daném prostředí
p_1	[Pa]	Tak vzduchu těsně před vrtulovým diskem
p_2	[Pa]	Tak vzduchu těsně za vrtulovým diskem
T	[N]	Tah vrtule
ρ	[kg/m ³]	Hustota vzduchu
S	[m ²]	Plocha vrtulového disku
V_i	[m/s]	Indukovaná rychlost
a_f	[-]	Přítokový faktor
\dot{m}	[kg/s]	Objemový průtok
P	[W]	Výkon motoru
η	[-]	Účinnost vrtule v prstenci
V_C	[m/s]	Cestovní rychlost
η_v	[-]	Účinnost vrtule
AR	[-]	Štíhlost křídla
S_K	[m ²]	Plocha křídla
S_T	[m ²]	Čelní plocha trupu
S_P	[m ²]	Čelní plocha prstence
S_{PO}	[m ²]	Čelní plocha kola podvozku
S_{VOP}	[m ²]	Plocha VOP
S_{SOP}	[m ²]	Plocha SOP
i_P	[-]	Počet prstenců
i_{PO}	[-]	Počet kol podvozku
c_{DT}	[-]	Součinitel odporu trupu
c_{DP}	[-]	Součinitel odporu prstence
c_{DVOP}	[-]	Součinitel odporu VOP
c_{DSOP}	[-]	Součinitel odporu SOP
c_{DK}	[-]	Součinitel odporu křídla
c_{DPO}	[-]	Součinitel odporu podvozku
$c_{D0_kl_vzl}$	[-]	Přírůstek škodlivého odporu pro vzletovou konfiguraci
$c_{D0_kl_přt}$	[-]	Přírůstek škodlivého odporu v přistávací konfiguraci
f	[-]	Součinitel tření mezi podvozkem a VPD

<i>Symbol</i>	<i>Rozměr</i>	<i>Veličina</i>
V_{S1}	[m/s]	Pádová rychlost pro speciální konfiguraci letounu
g	[m/s ²]	Tíhové zrychlení
n	[-]	Násobek
e	[-]	Osvaldův koeficient
c_{D0}	[-]	Škodlivý odpor
c_{LK}	[-]	Součinitel vztlaku křídla
c_D	[-]	Součinitel odporu
L	[-]	Normalizovaný postupový poměr
E	[-]	Normalizovaná účinnost
P_V	[W]	Využitelný výkon
T_V	[N]	Využitelný tah
T_P	[N]	Potřebný tah
P_P	[W]	Potřebný výkon
V_{Zmax}	[m/s]	Maximální stoupací rychlost
K	[-]	Klouzavost
γ	[°]	Úhel klouzání
V_Z	[m/s]	Stoupací rychlost
c_{Lopt}	[-]	Optimální součinitel vztlaku
c_{Dopt}	[-]	Optimální součinitel odporu
a_{xV}	[m/s ²]	Zrychlení
V_{LOF}	[m/s]	Rychlost odpoutání
V_2	[m/s]	Rychlost nad 15 m překážkou
l_{V1}	[m]	Délka pro pozemní část vzletu
l_{V2}	[m]	Délka pro přestoupání 15 m překážky
l_V	[m]	Celková délka vzletu
l_{P1}	[m]	Délka pro pozemní část přistání
l_{P2}	[m]	Délka pro vyklesání od 15 m překážky
l_P	[m]	Celková délka přistání
a_{xP}	[m/s ²]	Zpomalení
H	[m]	Výška
V_{Zmin}	[m/s]	Rychlost minimálního opadání
x'_T	[% c_{SAT}]	Poloha centráže
m_P	[kg]	Hmotnost pilota
m_i	[kg]	Hmotnost položky
x_T	[m]	Poloha těžiště ve směru x
y_T	[m]	Poloha těžiště ve směru y

<i>Symbol</i>	<i>Rozměr</i>	<i>Veličina</i>
c_{SAT}	[m]	Střední aerodynamická tětíva
x_{SAT}	[m]	Poloha náběžné hrany c_{SAT}
m_{EW}	[kg]	Hmotnost prázdného letounu
m_{UZ}	[kg]	Hmotnost užitečného zatížení
m_C	[kg]	Celková hmotnost letounu pro danou konfiguraci
ϕ	[°]	Příčný sklon
b	[m]	Rozpětí křídla
δ_{Smax}	[°]	Maximální výchylka směrového kormidla
y_L^F	[m]	Vzdálenost levého motoru od těžiště
y_P^F	[m]	Vzdálenost pravého motoru od těžiště
$C_{Y\beta}$	[-]	Derivace bočné síly
$C_{Y\delta_K}$	[-]	Derivace bočné síly od klonění
$C_{Y\delta_S}$	[-]	Derivace bočné síly od zatačení
$C_{l\beta}$	[-]	Bočivě klonivá derivace
$C_{l\delta_K}$	[-]	Derivace tlumení klonění
$C_{l\delta_S}$	[-]	Derivace zatačivě klonivá
$C_{n\beta}$	[-]	Bočivě zatačivá derivace
$C_{n\delta_K}$	[-]	Klonivě zatačivá derivace
$C_{n\delta_S}$	[-]	Derivace tlumení zatačení
β	[°]	Úhel vybočení
D_V	[daN]	Odpor zastavené vrtule
X^D	[N]	Odpor zastavené vrtule pro zvolený směr
N^F	[Nm]	Zatačivý moment
C_n^F	[-]	Součinitel zatačivého momentu
$C_{n\delta_{Smax}}^F$	[-]	Maximální dosažitelný součinitel zatačivého momentu
C_G	[-]	Součinitel tíhové síly
C_{l0}^F	[-]	Přírůstek součinitele klonivého momentu
C_l^F	[-]	Součinitele klonivého momentu
δ_K	[°]	Výchylka křídélka
V_{MC}	[m/s]	Minimální rychlost říditelnosti
m_e	[kg]	Hmotnost elektromotor
m_v	[kg]	Hmotnost vrtule
m_{vk}	[kg]	Hmotnost vrtulového kužele
m_{re}	[kg]	Hmotnost redukce mezi vrtulovým středem a motorem
m_m	[kg]	Celková hmotnost pohonné jednotky

<i>Symbol</i>	<i>Rozměr</i>	<i>Veličina</i>
M_{KV}	[Nm]	Krouticí moment při vzletu
M_{KT}	[Nm]	Krouticí moment při maximálním trvalém výkonu
m_{\min}	[kg]	Minimální vzletová hmotnost
α	[rad ⁻¹]	Sklon vztlačové čáry letounu
U_{deup}	[m/s]	Odvozená rychlost poryvu dle CS-VLA 333 (c) - nahoru
U_{dedown}	[m/s]	Odvozená rychlost poryvu dle CS-VLA 333 (c) - dolu
μ_g	[-]	Hmotnostní poměr letounu
K_g	[-]	Zmírňující součinitel poryvu
F_{a1}	[N]	Zatěžující síla – zatížení 1
M_{a1}	[Nm]	Zatěžující moment – zatížení 1
$T_{V100\%}$	[N]	Maximální využitelný tah při maximálním výkonu
F_{a2}	[N]	Zatěžující síla – zatížení 2
M_{a2}	[Nm]	Zatěžující moment – zatížení 2
$T_{V72\%}$	[N]	Maximální využitelný tah při maximálním trvalém výkonu
F_a	[N]	Zatěžující síla – zatížení 3
$F_{boční}$	[N]	Zatěžující síla – zatížení 4
F_{nahoru_po}	[N]	Zatěžující síla – zatížení 5
$F_{dolů_po}$	[N]	Zatěžující síla – zatížení 6
F_x	[N]	Zatěžující síla ve směru x
F_y	[N]	Zatěžující síla ve směru y
F_z	[N]	Zatěžující síla ve směru z
M_x	[Nm]	Zatěžující moment kolem osy x
$L1$	[m]	Rameno 1
$L2$	[m]	Rameno 2
$L3$	[m]	Rameno 3
$L4$	[m]	Rameno 4
$L5$	[m]	Rameno 5
f	[-]	Součinitel bezpečnosti
R_{x1}	[N]	Reakční síla pro závěs 1 a směr x
R_{x2}	[N]	Reakční síla pro závěs 2 a směr x
R_{y1}	[N]	Reakční síla pro závěs 1 a směr y
R_{y2}	[N]	Reakční síla pro závěs 2 a směr y
R_{y3}	[N]	Reakční síla pro závěs 3 a směr y
R_z	[N]	Reakční síla pro závěs 3 a směr z
Z	[-]	Matice zatížení

<i>Symbol</i>	<i>Rozměr</i>	<i>Veličina</i>
R_{x1_p}	[N]	Reakční síla pro závěs 1 a směr x – početní zatížení
R_{y1_p}	[N]	Reakční síla pro závěs 1 a směr y – početní zatížení
R_{x2_p}	[N]	Reakční síla pro závěs 2 a směr x – početní zatížení
R_{y2_p}	[N]	Reakční síla pro závěs 2 a směr y – početní zatížení
R_{y3_p}	[N]	Reakční síla pro závěs 3 a směr y – početní zatížení
R_{z_p}	[N]	Reakční síla pro závěs 3 a směr z – početní zatížení
R_{1_p}	[N]	Výsledná reakční síla pro závěs 1 – početní zatížení
α_1	[°]	Úhel působení síly R_{1_p}
R_{2_p}	[N]	Výsledná reakční síla pro závěs 2 – početní zatížení
α_2	[°]	Úhel působení síly R_{2_p}
R_{3_p}	[N]	Výsledná reakční síla pro závěs 3 – početní zatížení
α_3	[°]	Úhel působení síly R_{3_p}
D	[m]	Průměr čepu
t	[m]	Tloušťka oka
a	[m]	Vzdálenost k ose
w	[m]	Šířka oka
A_1	[m ²]	Plocha 1
A_2	[m ²]	Plocha 2
A_3	[m ²]	Plocha 3
A_4	[m ²]	Plocha 4
R_m	[Pa]	Mez pevnosti v tahu
$R_{p0,2}$	[Pa]	Mez kluzu v tahu
S_{br}	[m ²]	Promítnutá plocha
k_{br}	[-]	Smykový faktor
P_{bru}	[N]	Kritická síla pro smykové porušení
S_t	[m ²]	Minimální plocha průřezu v sekci přetržení
k_t	[-]	Napětíový faktor
P_{tu}	[N]	Kritická síla pro porušení přetržením
P_u	[N]	Maximální kritická síla
C	[-]	Faktor kluzu
P_y	[N]	Kritická síla pro porušení kluzem
$MS - a)$	[-]	Součinitel rezervy pro případ a)
$MS - b)$	[-]	Součinitel rezervy pro případ b)
$MS - c)$	[-]	Součinitel rezervy pro případ c)
A_{av}	[m ²]	Plocha průřezu

<i>Symbol</i>	<i>Rozměr</i>	<i>Veličina</i>
k_{tru}	[-]	Faktor pro příčné zatížení
P_{tru}	[N]	Kritická síla pro přetržení oka vlivem příčné síly
k_{try}	[-]	Faktor pro příční zatížení kluzem
P_{yII}	[N]	Kritická síla pro porušení oka kluzem vlivem příčné síly
$R_{a,u}$	[-]	Porušení přetržením – podélná složka
$R_{tr,u}$	[-]	Porušení přetržením – příčná složka
$R_{a,y}$	[-]	Porušení kluzem – podélná složka
$R_{tr,y}$	[-]	Porušení kluzem – příčná složka

SEZNAM OBRÁZKŮ, TABULEK A GRAFŮ

Seznam obrázků

1.1	VUT 051 RAY	10
1.2	VUT 051 RAY-DUO	11
1.3	Muška VUT 051 RAY-DUO	11
1.4	Pohled shora VUT 051 RAY-DUO	12
2.1	Song electric	13
2.2	Electra Flyer-C	14
2.3	EuroSport Crossover	15
2.4	E-FAN	15
3.1	Vrtule v prstenci na konvertoplánu Bell X-22	17
3.2	Elektromotor REX 50	18
3.3	Typ vrtule – 9 listů	19
3.4	3D model vrtule – 5 listů	19
3.5	Základní rozměry prstence	20
3.6	Řez prstencem	21
3.7	Prstenec	21
3.8	Pevnostní struktura prstence	22
3.9	Formy pro výrobu prstence	23
3.10	Příložky, boční řez prstencem	24
3.11	Formy	24
3.12	Proudnice před a za vrtulí	25
4.1	Letiště LKJA	41
5.1	Souřadný systém letounu HR	42
6.1	Souřadný systém, řiditelnost	50
6.2	Směry vychylek kormidel	51
6.3	Úhly letounu vůči osám S.S.	51
7.1	Souřadný systém pro kapitulu 7	62
7.2	Souřadný systém prstence	63
7.3	Schéma 1 rovina XZ	64

7.4	Schéma 2 rovina XY	65
7.5	Schéma 3 rovina XY	65
7.6	Schéma 4 rovina XZ.....	66
7.7	Schéma 5 rovina XZ.....	66
7.8	Schéma 6 rovina XZ.....	67
7.9	Metoda I	69
7.10	Metoda II.....	69
7.11	Metoda III.....	69
7.12	Rozměry oka	70
7.13	Poruchy oka.....	76
8.1	Chladicí kanál.....	78
8.2	Nový kryt baterií z boku	79
8.3	Nový kryt baterií zezadu	79
9.1	Přestavba	81

Seznam tabulek

2.1	Parametry Song electric	13
2.2	Parametry Electra Flyer-C	14
2.3	Parametry EuroSport Crossover.....	14
2.4	Parametry E-FAN.....	15
3.1	Parametry REX 50	18
3.2	Parametry vrtule	19
3.3	Vstupní hodnoty pro výpočet účinnosti	29
3.4	Výsledné hodnoty účinnosti vrtule	29
3.5	Výsledné hodnoty účinnosti vrtule v prstenci	31
4.1	Vstupní hodnoty pro výpočet letového výkonu	32
4.2	Výsledné maximální rychlosti.....	41
4.3	Výsledné letové parametry pro výšku 0 m MSA	41
5.1	Rozsah těžiště letounu.....	42
5.2	Proměnlivé hmotnosti	43
5.3	HR a pozice částí.....	43

5.4	Vstupní hodnoty pro centráž	44
5.5	Výsledné hodnoty pro prázdný letoun	46
5.6	Výsledné centráže pro m_{TOW}	46
5.7	Výsledné hmotnosti	46
5.8	Výsledné centráže	47
6.1	Vstupní hodnoty – řiditelnost	49
6.2	Závislost tahu jednoho motoru na rychlosti	49
6.3	Závislost odporu vrtule jednoho motoru na rychlosti	53
6.4	Výsledné hodnoty řiditelnost	56
6.5	Výsledné výchylky kormidel	56
7.1	Vstupní hodnoty hmotnosti pohonné jednotky	58
7.2	Vstupní hodnoty pro poryvové zatížení	58
7.3	Vstupní hodnoty elektromotor ROTEX 50	59
7.4	Provozní zatížení motoru	62
7.5	Rozměry	64
7.6	Složky reakční síly pro provozní zatížení	68
7.7	Složky reakční síly pro početní zatížení	68
7.8	Reakční síly pro početní zatížení	68
7.9	Rozměry oka	70
7.10	Únosnosti pro závěs 1	77
7.11	Únosnosti pro závěs 3	77
9.1	Odhad nákladů	82

Seznam grafů

2.1	Výkon vztažený k vzletové hmotnosti letounu	16
2.2	Plošné zatížení k vzletové hmotnosti letounu	16
3.1	Účinnost vrtule v prstenci	30
3.2	Účinnost vrtule v prstenci v závislosti na výšce (MSA)	31
4.1	Analytické poláry pro VUT 051 RAY-DUO	36
4.2	Účinnost vrtule v prstenci v závislosti na rychlosti letu	36
4.3	Využitelný a potřebný výkon	37

4.4	Využitelný a potřebný tah	37
4.5	Maximální stoupací rychlosti	38
4.6	Klouzavost	38
4.7	Rychlostní polára	39
4.8	Zrychlení v závislosti na rozjezdové rychlosti	39
4.9	Zrychlení v závislosti na délce rozjezdu	39
4.10	Zpomalení v závislosti na dojezdové rychlosti	40
4.11	Zpomalení v závislosti na délce dojezdu	40
4.12	Délka vzletu a přistání.....	40
5.1	Centrážní diagram letounu	47
6.1	Využitelný tah jednoho motoru.....	50
6.2	Odpor vrtule	52
6.3	Přírůstek součinitele klonivého momentu	54
6.4	Závislost výchylek a příčného sklonu na rychlosti	55
6.5	Ověření správné interpolační metody	55
7.1	Smykový faktor.....	71
7.2	Napěťový faktor	72
7.3	Faktor kluzu	73
7.4	Faktor pro příčné zatížení.....	74

SEZNAM PŘÍLOH

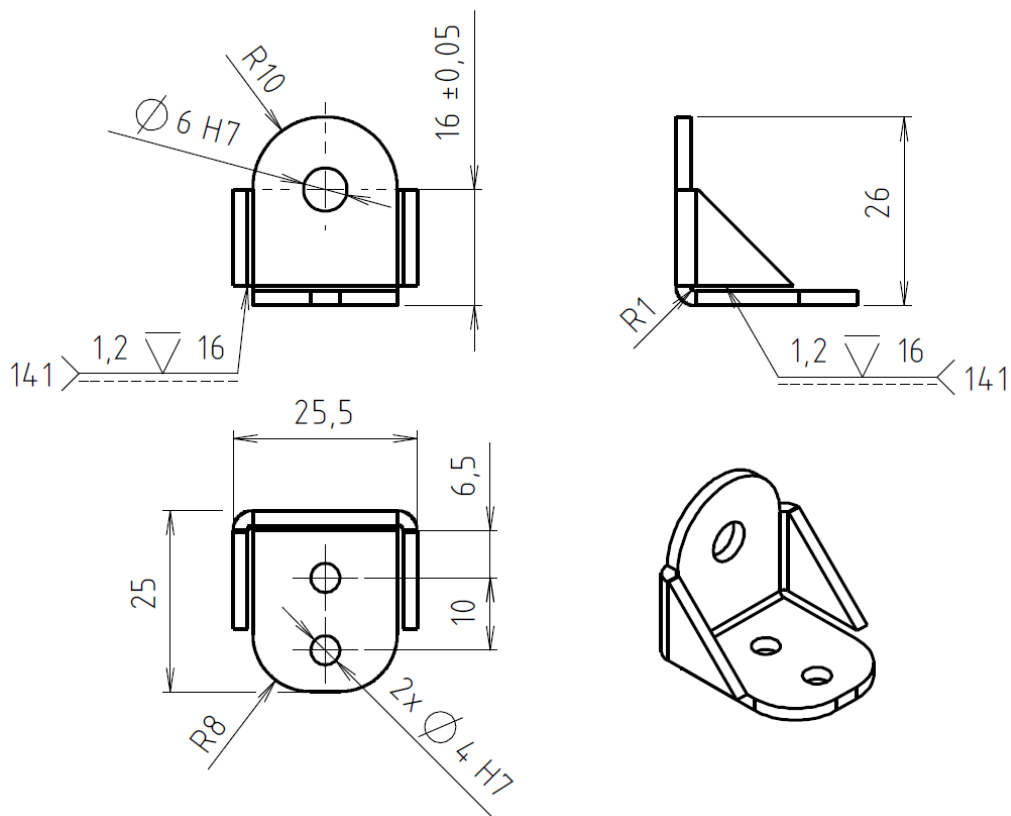
A Přílohy

A.1 Závěsy	I
A.2 Spoj křídlo – prstenec.....	III

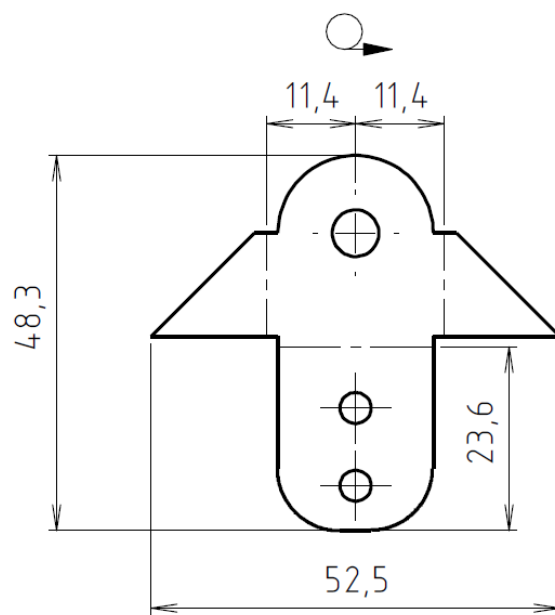
A PŘÍLOHY

A.1 Závěsy

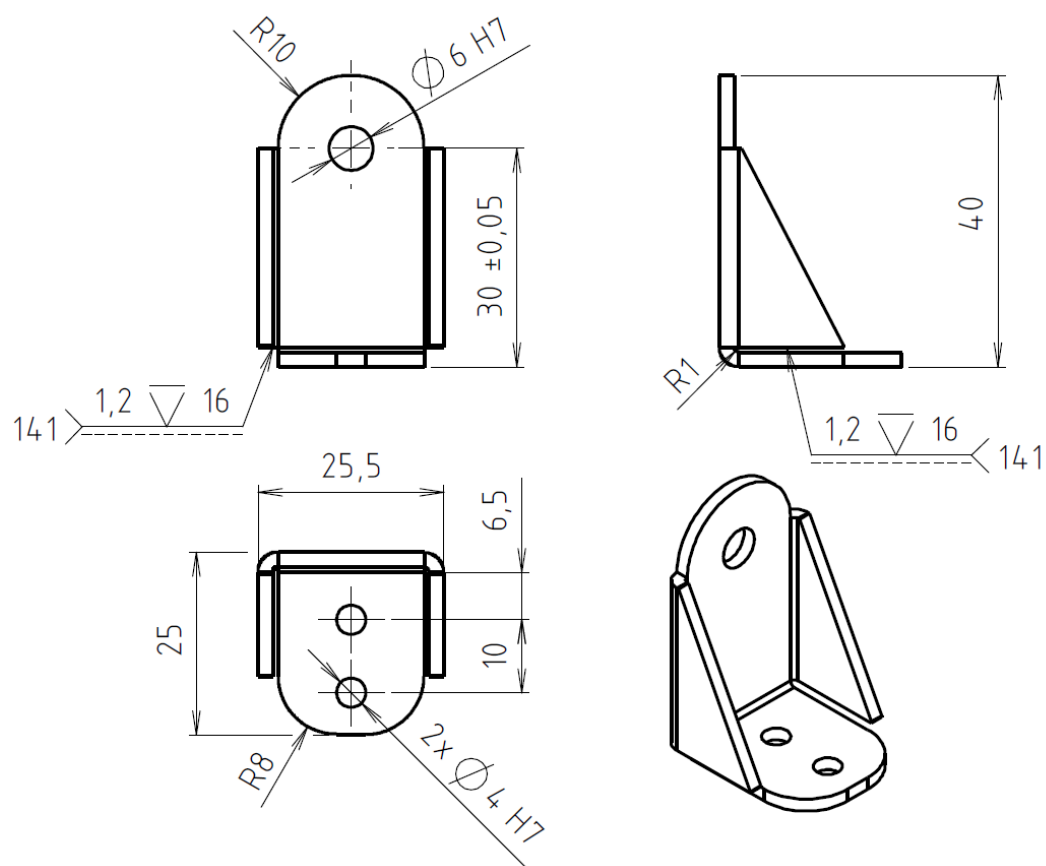
Přední i zadní závěsy jsou navrženy z tloušťky plechu 2 mm. Rozvinuté tvary budou páleny na laseru.



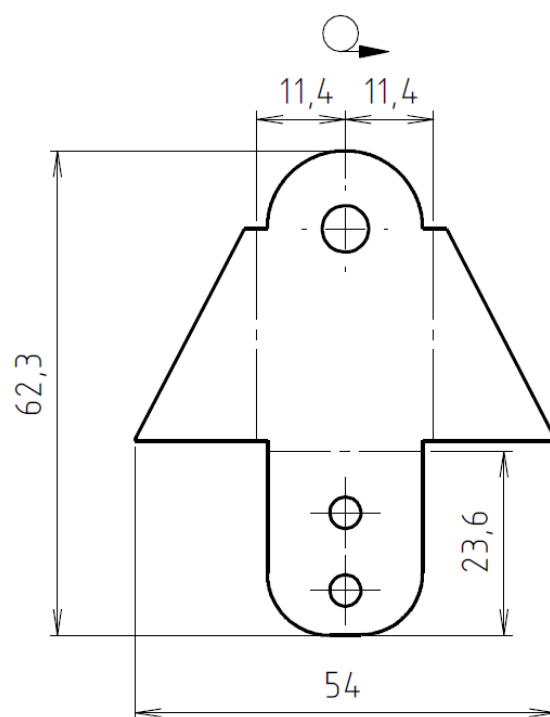
Přední závěs



Přední závěs – rozvinutý tvar

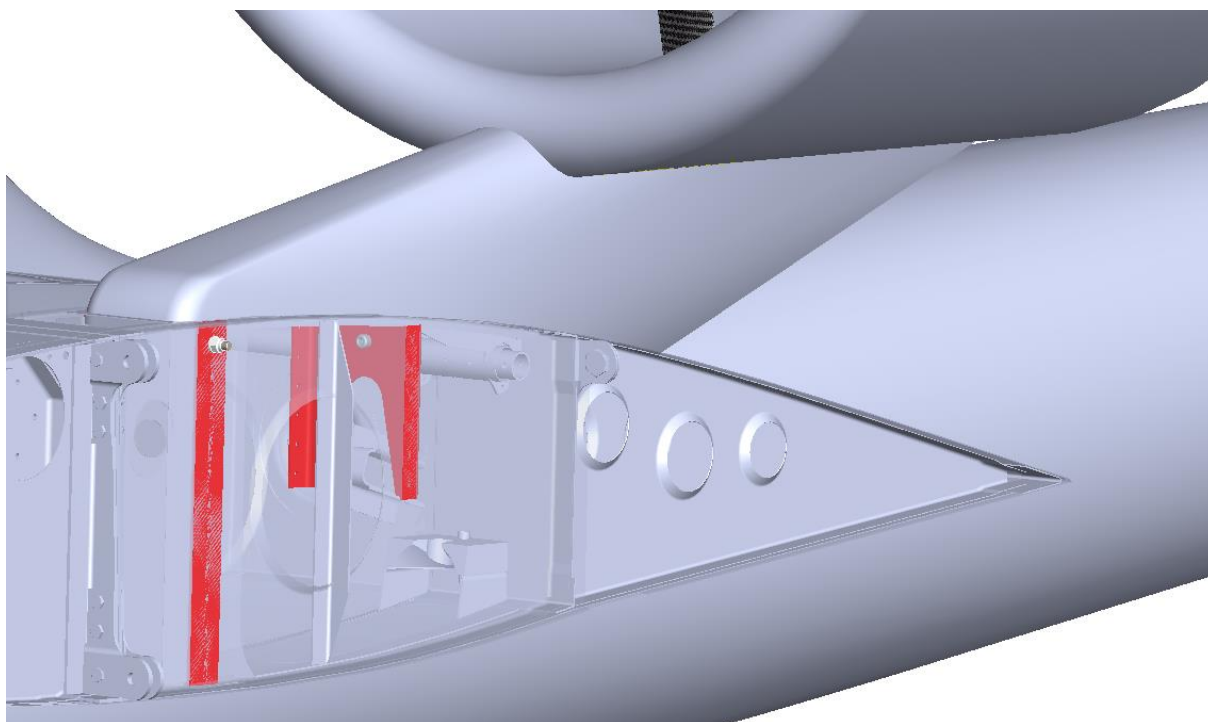


Zadní závěs

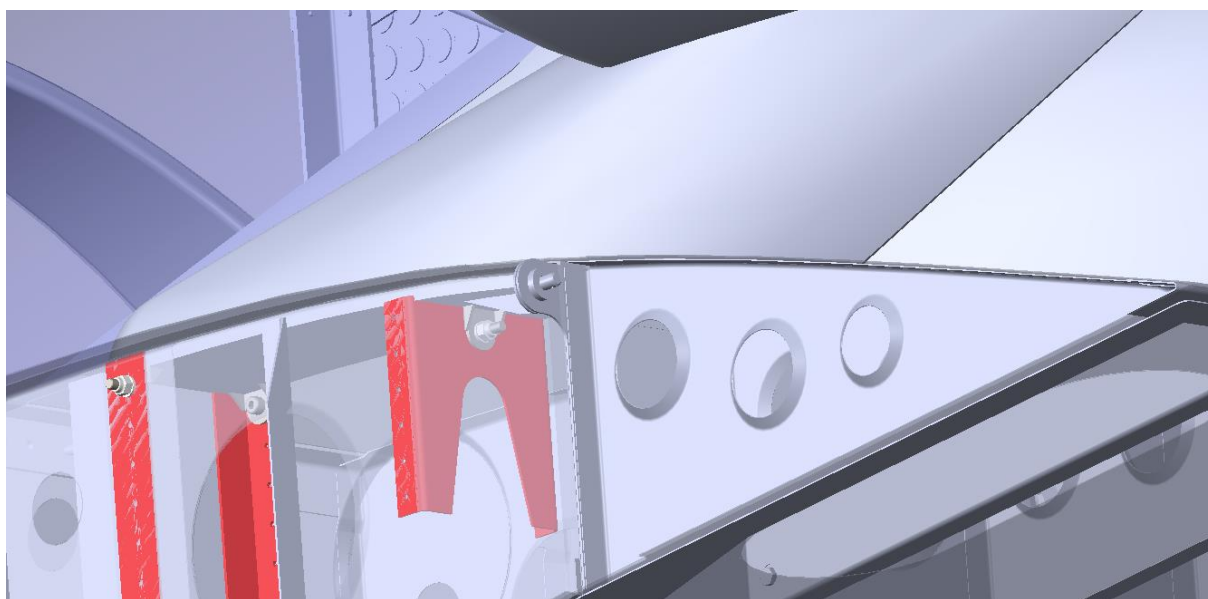


Zadní závěs – rozvinutý tvar

A.2 Spoj křídlo – prstenec



Závěsy – přední pohled



Závěsy – zadní pohled